模型飛行機

〔理論と実際〕

増補改訂

工学博士

木村秀政 校閲

森　照茂 著

電波実験社刊

増補改訂

模型飛行機

〔理論と実際〕

工学博士
木村秀政 校閲

森 照茂 著

電波実験社 刊

序

木　村　秀　政

模型飛行機というものは，小はゴム動力のライト・プレーンから，大はラジオ・コントロール機にいたるまで，ちゃんと航空力学の法則の上にたって飛んでいる。もちろんこの頃では，模型飛行機の技術がひじょうに進歩したので，市販されているキットを使ったり，雑誌に出ている設計図に従って，丁寧に作れば，理窟は知らないでも，一応はうまく飛んで，結構その楽しさを味うことができる。しかし，やっている中に，それだけでは，物足りなくなり，改造して自分の工夫を入れてみたり，全く自分の設計で作ってみたくなる。こうなると，航空力学の基礎を身につけているといないとで，全く大きな差が出てくる。理窟がよくわかっているほど，面白さが何倍かになり，魅力はいよいよ深まって，模型飛行機のとりこになってしまうだろう。

この本の著者，森照茂さんが，模型飛行機に興味をもちはじめてから，もう何十年になるのだろう。この道では私の古くからの仲間で，私が仕事にかまけて，最近は模型飛行機の方をすっかり怠けているのに，森さんは，相変らずの情熱を傾けて，自分自身で楽しんだり，後輩の指導に当っている。日本航空協会の夏期講習会での森さんのはりきりぶりなど見ていると，よくも長い間，飽きもしないでこの道ひと筋に打ちこんでいるものだと，感心させられることがある。よほど模型飛行機の魅力に取りつかれているものとみえる。

こういう森さんが日頃のウンチクを傾けて書いた本だけに，この本のどこを見ても，長いキャリアからにじみでた味に満たされている。これまで，とかく理窟を敬遠していた人も，この本によって新しい興味を呼び起され，ひいては，模型飛行機に対する興味がますます深まってゆくにちがいない。

自　　序

この本は木村秀政博士の名著“模型飛行機読本”を復刊したいという，たいへんな願いのもとに生れた本である。

こういえば，この思い上がり奴とおしかりをうけるだろうが，決して思い上がりなどというものではない。文部省と日本航空協会とが共同主催で毎年夏開催してきた模型航空指導者購習会は，今年1970年で第16回目を迎えるのである。その聴講生からよく出る質問は“模型飛行機のよい参考書はないか”である。返答に窮するのがいつものことである。オールド・ファンの中からは木村博士の模型飛行機読本を復刊していただけないだろうかという希望が熱心に出され，筆者もそれを望む一人であった。ある夏の講習会のおり，木村博士に復刊のことをお願してみたが，諸般の事情から，その結果は絶望的であることがわかったばかりでなく，逆に，この本は版が古い（昭和19年再版）から時代に沿うように書き直してはと，博士の手もとに残っていた最後の1冊を頂戴するはめになってしまったのである。その責任は重かつ大で，筆者ごとき浅学非才の果せるものではない。しかし，さりとてこのまま放置することも許されず，一念発起して以来，資料をあさり，講習会などの原稿を集めて一生懸命に勉強している間に，3年という時間が流れてしまった。たまたま，一昨年の夏から昨年にかけて，ある事情によって，時間のゆとりができたのを幸いに，自分の飛行機を作るために集めて置いた資料等を加えて，曲りなりにもまとめたのがこの本である。その結果は恥を書いたことになってしまったのである。大方の御叱正を得て，逐次，より良い本になることを願ってやまないものである。

この本では，模型飛行機の基本的なタイプとして，自由飛行型をとったのである。そして，第1章から第5章までは理論的なことを，第6章から第9章までは設計法について，第10章では飛行法に関することを述べてある。Uコント

ロール機やラジオ・コントロール機についても，関連の深いところではそれなりに触れておいたが，自由飛行型の理論と，その機体を中心として書いたものであるから，Uコントロール機やラジオ・コントロール機の機構などについてはほとんど省略してしまった。他のそれぞれの本を参考とされたい。

実をいえば，ラジオ・コントロール機のシングル（単数操縦機構のもの）について，それは自由飛行型の延長であるという見方に立って，いろいろと述べてみたかったのであるが，残念ながら別の機会にゆずらねばならなかった。

模型飛行機の種類は本文にもあるように，多種多様である。それを大きく自由飛行型と操縦型とに分けて考えてみよう。操縦型では，その模型飛行機の欠点のある程度のものは，操縦技術によってカバーすることができるとはいえ，飛行原理を理解していることの必要性はもちろんのこと，構造やその強度など，その他もろもろの事がらを理解し，その機体も空気力学的に優秀な模型飛行機であるべきことはいうまでもないことである。

手から放れて飛行し始めたが最後，模型飛行機自身の性能によって決定的に左右され，設計，製作を通じて細心の注意を払い，寸分のごまかしも許されない自由飛行型をマスターしているということは，どの機種の模型飛行機でも，それを作ったり，飛行させたりするときの基本になるといってよかろう。操縦技術が未熟のうちは，操縦装置がついているばっかりに墜落のうきめを見るということもあるけれども，とにもかくにも，操縦型は自由飛行型に比べて楽である。たとえば，Uコントロール機の場合，操縦索の張力によって，方向安定と横安定とは設計上まったく無視することができるのである。設計も製作もそれだけ楽になるといえよう。したがって，自由飛行型についての理論と設計を充分に習得しておけば，操縦型の模型飛行機は，たとえそれが高価なラジオ・コントロール機であっても，充分こなせることが確信できるから，この本の説明の中心として自由飛行型を取り上げた理由でもある。

模型飛行機に関して，世界いたる所に鞍馬山があるとまでいわれるように，

いろいろ迷信のような事がらがたくさんある。

模型飛行機の推力線に対するサイド・スラスト，ダウン・スラストの角に対することもその一つであろうか。自由飛行型ではダウン・スラストと右サイド・スラストをつけることは常識となっているが，ラジオ・コントロール型のスタント機にこれを見ることがしばしばである。スタント機はその競技課目の中に背面飛行が相当あって，その点数が飛行成績に対して相当の重量となっている関係から，背面飛行の性能を，正常位の飛行と同じようにしたいということになる。そのため翼には対称翼型を採用しているのがほとんど全部である。したがって，推力線も対称な，すなわち，サイドもダウンもゼロとすべきであろうに，ダウンやサイド・スラストの角がついているものがあるのはどういうことだろう。このような機体が背面飛行を行なえば，ダウン・スラストはアップ・スラストに変わり，右サイド・スラストは左サイド・スラストに変わり，まったく逆の効果を現わすことになるのである。

Uコントロール機のように，飛行円（球面）の外側へ向うサイド・スラストを切ることによって，操縦索を緊張させる方策が採られる場合さえあるし，機体の出来不出来によるくせを，その推力線に角度を持たせて補正することだって考えられるのであるから，それぞれの機種について，それぞれの目標に適合するように，正しい考え方に立って処理すべき事がらである。

この本の模型飛行機という呼び方について断っておこう。模型飛行機の話も，模型グライダーの話も含まれているのであるから，当然，模型航空機というべきであろう。それを模型飛行機としたのは，模型飛行機読本で木村博士も言っておられるように，多年呼び慣れていて親しみ深い用語であることによるのである。

この本の出版に対して地球出版社の森田悦郎氏や大日本図書株式会社の鬼追啓輔氏にいろいろと御世話をかけ，模型航空指導者講習会の講師諸兄には何くれとなく御迷惑をかけたり御指導を賜ったりしたことを特に銘記して，紙面を

かりて御礼を申上げる次第である。

最後に参考としたものの書名を巻末に掲げ，読者の参考に供し，併わせて，これらの著者に対し深く敬意を表するものである。

1970年3月

著　者　記　す

増補改訂版の序

昭和45年に初版が出てから，９年という時間が流れた。読み返すうちに，多くのミスプリントを発見し，いつの日か早く改訂したいと考えていた。

その間に模型飛行機界の地図が大きく旋回した。ラジオ・コントロールの送受信器が電子技術の専門家の手にかかって発展し，ボートやヨットなどの船舶，レーシング・カーなどの自動車の模型と共にラジオ・コントロール模型飛行機が爆発的な勢で普及している。

従来，模型飛行機には自作機であることが一本の柱となっていたが，今や「ぼく作る人」「ぼく飛ばす人」になってきた。それでも模型飛行機の理論は変らない。

幸にして，増補改訂版を送ることになった。大方の御叱責を得て，より良き本にしたいと願ってやまない。

1978年10月

著　者

【おもな用語と記号】

重心	: $C.G.$, ⊕	翼幅	: b
揚力	: L	翼弦	: t
抗力	: D	平均翼弦	: t_m
推力	: T	縦横比	: λ
重力	: W	揚力係数	: C_L
水平尾翼容積	: V_h	抗力係数	: C_D
垂直尾翼容積	: V_v	揚抗比	: C_L/C_D
空気の密度	: ρ	空力平均翼弦	: t_{ma}
速度	: v, V, u, U	モーメント・アーム(水平)	: l_h
主翼面積	: S	モーメント・アーム(垂直)	: l_v
水平尾翼面積	: S_h	ピッチ	: P
垂直尾翼面積	: S_v	直径	: ϕ
迎角	: α	ピッチ・直径比	: P/ϕ
取付角	: β	沈下率	: v'
流入角	: φ	先細比	: k
全長	: a		

【注】

この本を通読される読者で，式はあまりおもしろくないという方々は，下記の頁の本文中▶……◀の部分を，初めは，とばして読んでもよいように組んでおいた。あとでよく調べる必要があれば，この部分を読めば，よりいっそうよくわかるようにしたつもりである。

(1) 10頁の下から10行目「翼型」から12頁の終わりまで。

(2) 15頁の1行目「ベルヌーイの定理」から16頁10行目「$p_1 > p_2$ の関係となる。」まで。

(3) 29頁の7行目から30頁の9行目まで。

(4) 41頁1行目「翼荷重を W/S とすれば」から44頁の終わりまで。

(5) 54頁上から12行目「模型飛行機のつりあい」から57頁下より2行目まで。

(6) 82頁§2.4.「操縦性」から88頁の終わりまで。

(7) 105頁上から4行目「プロペラは…」から106頁下より12行目「プロペラの効率は進行率に C_T/C_P を掛けたものである。」まで。

(8) 111頁§3.8.「プロペラ理論の概要」から114頁の終わりまで。

目　　次

はじめに

人間は鳥のように飛びたいという夢を実現し，鳥よりも速く，鳥よりも高く飛ぶことができるようになった。

飛行機やグライダーが飛んでいる空の下で，うぶ声をあげたものには，空を飛ぶということはあたりまえのことである。でも，飛行機を買って，自分の飛行機で自由に飛び回るということは，それほど簡単なことではない。そこで模型飛行機にその願いを託そうというのである。模型飛行機なら，買って自分のものにすることも，そんなにたいへんなことではないし，飛ばすこともそんなにむずかしいことではない。

さて，模型飛行機を手に入れ，広い場所で飛ばしてみる。よく飛んだときは有頂天になる。そして，あたかも自分が乗っているような錯覚さえ起こすものである。そして，模型飛行機を飛ばしていると，自分が飛ぶのとはまた別のおもしろさがあることに気がつく，模型飛行機には模型飛行機独特のおもしろさがある。

何でもそうであるように，模型飛行機のおもしろさを追求していくには，模型飛行機を理解することが，その第一歩である。模型飛行機だって，いつでも簡単に，そうそう思うようには飛んでくれない。たとえば，10円か20円ぐらいで売っているもの（手投げグライダーというのが正しい呼び方と思うが，模型飛行機とか，その形からジェット機とかいっている。）でも，思うように飛ばすことは，それほど簡単ではない。ゴム動力機ともなるとますます簡単にはいかない。買った飛行機が初めからうまく飛ぶのは，むしろ幸運にめぐり会ったようなものである。一応，飛ぶには飛ぶが，思うように飛んでくれないのが

普通である。そして，何回か飛ばしているうちに，どこかがはずれたり，こわれたり，翼が破れたりして飛ばなくなり，がっかりした経験を持つ人は多かろう。まして，それがキットを買ってきて，自分で作ったものであったり，父や兄に手伝っていただいて作ったものだったりすれば，そのがっかりも想像に余りあるというものである。それで投げ出したのでは，せっかくの努力もまったくの水のあわと消えてしまうことになる。

わずか10円くらいの手投げグライダーでも，飛ばし方を心得た人が飛ばすと，結構よく飛んで，たいへん楽しいものである。ゴム動力機のライト・プレーンで，２階建ての校舎の屋根を飛び越すぐらいのことは，そんなにむずかしいことではない。少し手ほどきを受けると，模型飛行機は見違えるほどよく飛んでくれるようになる。それには，模型飛行機の飛行の原理や，模型飛行機の構造などについて，まず知ることが必要である。そして，飛ばしては考え，欠点を直しては飛ばし，ということを繰り返すことによって，模型飛行機はどんどん飛ぶようになってくるのである。やがては，自分で設計し，自分で作るのでなければ満足できないようになるのが，模型飛行機ファンのたどる道程である。

模型飛行機というと，がん具店やデパートのおもちゃ売場で売っているものを連想するのが一般である。模型飛行機には，紙を折って作る折り紙飛行機（正しくは折り紙グライダー）から，ラジオ・コントロール機まで，種々さまざまなものがある。このように幅の広い模型飛行機を一口に言い表わすことは，なかなかやっかいなことだが，

“空気力学の原理によって飛行する模型が模型飛行機である。”

と言っておくことにしよう。そうすると，ソリッド・モデルやプラ・モデルのように，形こそグライダーや飛行機と非常によく似ているが，飛行しない，それ自身飛行することを目的としない模型は，模型飛行機といわないで，飛行機の模型という意味から，飛行機模型とでも言うことにすればよかろう。こうす

れば，飛ぶ模型と飛ばない模型とを区別することができて便利であると同時に，模型飛行機というものが，ある程度明確になるので，模型飛行機の話を進めていくのに都合が良いのである。

第1章　飛行の原理

§1.1.　浮力と揚力

軽い木や，船舶が水に浮かんでいるのは，浮力によることはすでに知られているとおりである。物体が流体（液体や気体）の中にある場合は，その物体の体積と等しい体積の流体に働く重力に等しい力が重力と反対の向きに働く。この反対向きに働く力を**浮力**というのである。

風船や飛行船などはこの浮力を利用するもので，全体の重さがその浮力より小さくなくては空中に浮いていることができない。もし，重さが空気による浮力より小さいときには飛行船は浮き上がるので，上へ上へと上がって行くことになるが，目的の高さになったら，潜水艇などと同じ原理で空気より軽い気体の体積を小さくするようにして調節すれば，同じ高さに支えることも，低いほうへ降下することもできるわけである。このような浮力を応用する飛行船などは体積が大きくて運動がゆるやかであるから，風の強いときには不向きである。

浮力を利用する気球や飛行船は，どれくらいの大きさになるだろうか。空気の $1m^3$ は 1.23kg，水素の $1m^3$ は 0.18kg であるから，$1m^3$ の水素の浮力は 1.05kg となる。人間ひとりの体重を60kg とすれば，$60/1.05=57m^3$ の体積が必要である。すなわち，直径約4.8m の気球でやっと浮かぶ計算である。飛行船ともなれば，ゴンドラ，エンジン，燃料などの重量が加わるので，相当大きな機体となる。

アルキメデスの原理によって生ずる浮力の計算は，流体も物体も動かない状態では，物体と同体積の流体に働く重力に等しいとして計算するのであるが，物体と流体のどちらかが動いている場合はどうか，ということが問題となって

くる。

実験の結果は，浮力以外に，その速度の方向に対して直角方向に力が作用する。すなわち，**揚力**が作用することを示している。この揚力を利用して飛行するのが，グライダーや飛行機である。したがって，グライダーや飛行機は，空気（流体）との相対速度がある程度以上にならなければ，空中にあることができないのである。風船や飛行船のように，空中に浮いているわけにはいかないのである。ヘリコプターは空中に停止できるではないかと反論されるだろうが，あれは回転翼を回転して，翼と空気との相対速度による揚力を利用しているのであって，浮力によるものではない。すなわち，空気より全体的に比重の大きいものを空気中に支えるには，揚力を応用するのが，最も有利な方法である。

§1.2.　重力と重心

ニュートンは，りんごの実が木から落ちるのを見て，**重力**を発見したという。りんごに限らず，たいていのものは空中で放すと，重力によって，地球の引力によって落ちることは，だれでもよく知っているとおりである。

模型飛行機とても，この法則からのがれるわけにはいかないが，それでもあのようにうまく飛ぶことができる。これは，模型飛行機に，重量を支えるだけの上向きの力，すなわち，揚力が働いているからである。

物体の各部，たとえば，模型飛行機の各部分に重力は作用しているのであるが，この各部分に作用している重力を一定の方法で，順々に合成していくと，最後に一つの点に働くただ一つの力で置き換えることができる。すなわち，物体全体に働く重力の作用は，その各部に働く重力を全部加え合わせたものが，ただ一つの点にまとまって働くと考えてよいのである。この点が**重心**というものである。重心は物体に対して決まった点であって，変形しない物体では，物体をどのように置いても変わらない定点である。

物体をその重心で支えれば，その物体はどんな方向へでも支えられるのである。模型飛行機をその重心で支えれば，プロペラのほうを上にしても，下にしても，あるいは左右どんな傾きにも，何の無理もなく支えることができるのである。もしも，重心でない点で支えれば，重力の働きで，重心が支点の下にくるまで回転する。したがって，この性質を利用して，重心を見つけることができる。

普通の模型飛行機のように，機体の中心線を含む垂直面に対して対称（左右がこの平面を鏡と考えてみたとき，まったく変わらないような状態）であれば，重心はこの垂直面上にあるから，**図 1-1** のように，A点とB点のような２点で支えて，その二つの鉛直線 AA′ と BB′ との交点Gが求める重心である。

重心のもう一つの性質は，全体の質量がこのG点に集まっていると考えてもよいということである。したがって，この重心Gに力が作用すれば，模型飛行機全体がその力の方向に運動をするが，模型飛行機それ自身の姿勢を変えるような回転運動は起こさない。もし，回転運動が起こったとすれば，それはこのG点以外の点に作用するものがあるからである。

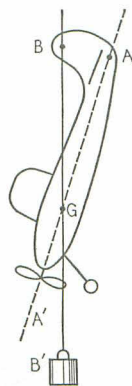



図 1-1

§ 1.3.　空気の力

空気は普通は目に見えないが，空気の中を走ると風を感じる。速く走れば速く走るほど風当たりは強くなる。１秒間に100mも150mも飛ぶ飛行機では，窓から顔や手を出すことはとてもできることではない。

空気は空気自身で動いて風となるわけだが，そよそよと吹く３m/s（１秒間に３m進む）の風は，夏は気持ちの良いものであるが，風速が10m/s ともなると木々をゆさぶる力を持ち，台風のときなど40m/s 以上の風が吹いて，

建物や樹木などを倒すことさえある。

このような例をいろいろ考えてみると，空気はある速さで物体にぶつかると，その物体を押す力が生じることがわかる。そして，その空気の力は，速さが速くなるほど大きくなることもわかる。このような現象は，静止している空気の中を物体が走る場合でも，静止している物体に風が当たっても同じことである。空気の力を利用して自分の目方を空中に支えるものの中で，鳥や模型飛行機は前のほうの例で，凧(たこ)はあとのほうの例である。

飛行機がある速さで空気の中を走れば，空気の力が働くことはこれでわかったが，もしもこの力が，人間が走るときに受けるような，後へ押しもどそうとする力，すなわち**抵抗**ばかりであるとすれば，飛行機は空中を飛ぶことができるはずがない。昔の人はこの点を特に心配したとみえ，鳥のように翼をばたばたと羽ばたく工夫に一生懸命だった。しかし，鳥でさえときには羽を動かさずに，ゆうゆうと飛んでいることがあり，鳶(とび)などはほとんど羽ばたかないで飛んでいる。もしもこの場合，鳶の羽に働く空気の力が抵抗だけで，揚力が働かないなら，あんな飛び方ができるはずがない，人がこのことに気づいて翼を発明したことが，鳥より速く飛べるようになった大きな原因といってよいのである。

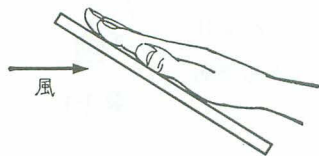



図 1-2

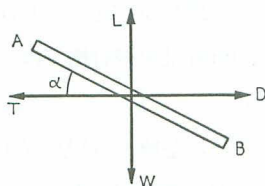



図 1-3

そこでまず，板を流れの中に置いた場合を調べてみると，たとえば風が強く吹いている場合には，風に向かってボール紙や軽い板を斜にすると，**図 1-2** のように手の平の下側に支えることができる。これは，風の方向へ押されると同時に上のほうへも押されるからである。この場合の力の関係を矢印を用いて書くと，**図 1-3** のように風の方向の力，すなわ

ち抗力（抵抗）D と，手がその方向に押す力 T とが等しくなり，板の重さ W と，板 AB と風の方向との角が α（アルファー）であるときの揚力 L とが等しくなって，板が風で支えられるのである。

風の方向，すなわち，流れの方向と板との角 α（これを**迎角**（むかいかく）という）をいろいろ変えた場合に抗力 D, 揚力 L がどのように変わるかをもう少し調べてみよう。まず抗力のほうは迎角 α が0度のときも，空気との摩擦などのために0ではなくて，あまり大きな値ではないが抵抗がある。迎角 α がだんだん大きくなるにしたがって抗力 D もだんだん大きくなり，迎角 α が90度のときに最大の値をとる。迎角 α が90度を過ぎると抗力はだんだん小さくなる。その様子は**図 1-4**の— ——のようになる。次に揚力 L のほうはどうなるかというと，迎角 α が0度のときは，もちろん0である。迎角 α がだんだん大きくなると，揚力 L も抗力 D と同じようにだんだん大きくなるが，抗力 D が90度で最大値となるのに対して，揚力 L のほうは90度では再び0となるのである。すなわち，揚力 L は迎角 α の0度と90度との間で最大の値となるのである。その様子は**図 1-4** の——のようになる。したがって，揚力 L が最大となるような迎角で支えるのが，板を宙に支えるためには最も有利であるといえよう。

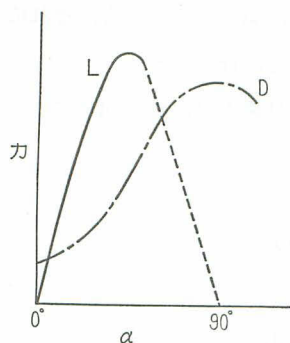



図 1-4

そこで，この板を**図 1-5** の点線のように，上のほうへ曲げてみる。そうすると，揚力 L が急激に大きくなる。曲げただけで揚力 L が大きくなるということは大きな発見である。そこで，だれでも考えることだが，板 AB を**図1-6**のような流線形にしたなら抗力は小さくなるだろう。この流線形の AB を上のほうへ曲げると，たぶん揚力 L が

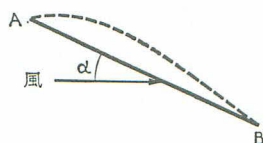



図 1-5

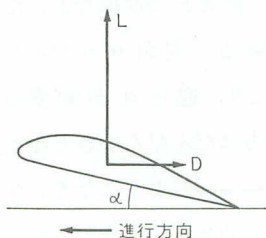



図 1-8

大きくて抗力 D の小さいものが得られるだろうと，予想どおりこの曲げ方によって，いろいろの性能を持つことがわかった。このような断面形を**翼型**といって，たくさんの種類の型が研究されたのである（**図1-7, 8**参照）。

1） 板と空気との間に相対速度があるときは，板に空気抵抗が作用する。

2） この相対速度が大きいほど，空気抵抗が大きい。

3） 板を傾けると，風の方向に抗力，それに直角の方向に揚力が作用する。

4） この抗力および揚力は，板の傾きによって変わってくる。

5） 板にそりを与えると，揚力が増加する。

6） 板の断面を翼型にすれば，上の現象は著しくなる。

▶(1)**翼型**　翼型というのは，翼の垂直断面（機体の中心線に平行な垂直平面で切った切口）の形である。中心線が翼型の前部と交わる点が**前縁**で，後部と交わる点が**後縁**である。前縁と後縁との距離（前縁と後縁とを結ぶ直線）を**翼弦**という。

普通の翼では中心線が上方に湾曲している。翼弦と最大湾曲点との距離 f を翼弦 c で割って％で表わしたものを**最大矢高**という。最大矢高の位置と前縁との距離 d を c の％で表わし，これを**最大矢高位置**とい

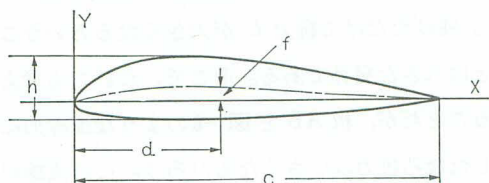



図 1-9

い，翼型の最大厚さ h を c の%で表わしたものを 翼の**最大厚さ比** という（**図 1-9** 参照)。

有名な翼型の例をあげてみると，NACA(National Advisory Commitee for Aeronautics)の4字系列，5字系列，M系列，ゲッチンゲン(Göttingen)系列，RAF (Royal Aircraft Factory) 系列，USA系列，クラークY などがある。

NACA 4字系列の例では，たとえば，

NACA 2 4 1 2

2は最大矢高2％，4は最大矢高位置40％，12は最大厚さ比12％の意味を表わす。

翼型の特性を表わすためよく用いられる，揚力係数 C_L，抗力係数 C_D，揚抗比 C_L/C_D などがある。面積 S の翼を密度 ρ の空気の中で，速度 v で走らせる場合は，抵抗 D と揚力 L は $\frac{1}{2}\rho v^2S$ に比例する。その比例定数をそれぞれ C_D，C_L とすれば，

$$L=\frac{1}{2}C_L\cdot\rho\cdot v^2\cdot S$$

$$D=\frac{1}{2}C_D\cdot\rho\cdot v^2\cdot S$$

で表わされる。この比例定数 C_L が**揚力係数**，C_D が**抗力係数**である。また，**揚抗比**は $\frac{L}{D}=\frac{C_L}{C_D}$ となる。

翼型クラークYの一例を **図 1-10** に示す。図によると迎角 α が約 −6度で $C_L=0$ で α が大きくなるにしたがって，急激に大きくなり，約16度で最大となる。これを過ぎると急に減少する。この C_L の最大値を最大揚力係数といい，C_{Lm} で表わす。このときの迎角を **失速迎角**，あるいは **失速角** と呼

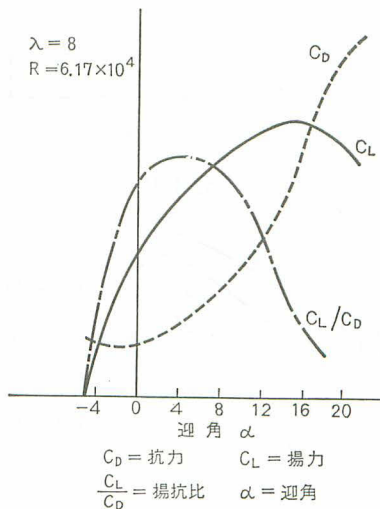



図 1-10

び，α_S で表わす。この図からわかることは，迎角が α_S を過ぎると，揚力係数 C_L は急に減少し，抗力係数 C_D は急に増加する。したがって，このような，C_L, C_D 曲線を参考として，設計する模型飛行機に適する翼型を選定するのである。しかし，実機用の翼型の特性曲線をそのまま模型飛行機に当てはめることは感心できないが，もしも，一般的な傾向がわかれば，数多くの翼型の中から選定するときの参考にはなると思われる。

翼型の特性は実際まちまちであって，簡単には言えないが，一般的な傾向がまったく無いわけではないから，それを参考までにあげてみよう。

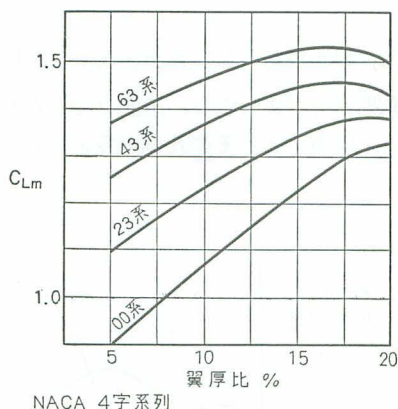



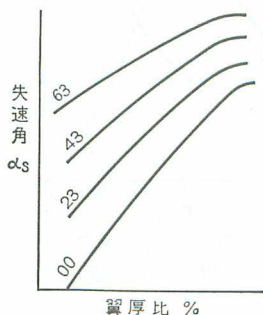
図 1-11

（1）最大揚力係数C_{Lm} と翼厚比 h/c

図1-11 はNACAの4字系列についての曲線である。

a）最大矢高が大きくなるほどC_{Lm}が大きくなる。

b）17～20%のとき C_{Lm} は最も大きな値となる。

c）前縁の丸味を大きくすると C_{Lm} は大きくなる。

d）最大厚さの位置は30%くらいのとき C_{Lm} は最大となる。

図 1-12

（2）最小抗力係数$C_{D\min}$は，翼厚比が増加すれば増大する。一般に，最大矢高が増加すれば増大する。

（3）失速角 α_S は，翼厚比が増加するほど，最大矢高が大きくなるほど増大する（**図1-12**）。◀

§ 1.4.　翼に揚力を生ずる理由

物体が空気中を走るときは，抵抗だけを受けるのが普通であるが，翼は抵抗を受けると同時に，その数倍，十数倍という揚力を生ずる。この不思議な謎はどこにあるかといえば，それは主として翼型にあるのであって，そのことは，野球の投球のカーブ球の曲がる理由と共通の事がらである。

まず円柱に空気の流れが当たるような簡単なことから調べてみるとしよう。空気の流れを観察する煙風洞(どう)が手近になければ，川へ行って水の流れが橋の丸い支柱に当たる様子を調べてもよい。上流から，“ごみ”でも流れてくれば，それによって流れの速さの変化もよくわかる。

図1-13に示すように，流れは分岐点Aでいったん停止して速度が0となる。ここから左右に分かれた流れは，次第にその速さを増し，Dでその速度は最大となる。AからDまでの間の速度の変化の様子を理論的に計算してみると，自由気流の速度を1とした場合，Aで速度は 0，Aから30度離れたBでは 1，すなわち自由気流の速度に等しくなり，60度離れたCで1.73倍，90度離れたDでは2倍の速さとなる。この様子を流線を用いて表わしたのが **図 1-14, a** である。等間隔の流線の場所は速度1で，間隔が狭くなっているところは，それだけ速

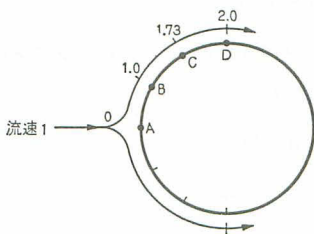



図 1-13

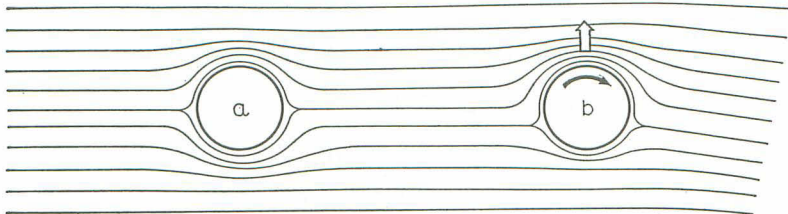



図 1-14

度が大きいのである。

この円柱を矢の方向（図1-14，**b**で右回り）に回転すると，この円柱に対して上方（流れに直角方向）へ力が生ずる。これを**マグナス効果**という。これが野球のボールであって，右から左の方へ投げたとすると，このカーブはアップであり，反対の回転を与えると下方へ力が生じ，すなわちドロップ球である。その理由を説明するために**ベルヌーイの定理**を少し勉強しなければならない。

今，**図1-15**のように管の途中Bが細くくびれている管の中を流体が静かに流れているとしよう。Aのほうから，Bを通ってCのほうへ流れると，Aの断面積とCの断面積は等しいのであるから，流れの速さは等しいはずである。さて，Bのところはその前後よりは管径が小さく，その断面積が小さい。しかるにAとCの流速は同じであるから，単位時間に流れる量も同じでなければならない。それより細いところを同じ量だけ流れるためには，より速く流れなければならない。Bのところの流速は，A，Cのところより大きいのである。さてAのほうからBに近づきだんだん細くなっているところをよく考えてみると，細くなるにしたがって流速はだんだんと大きくなっている。速度が大きくなるためには，力が作用しなければならない。なぜならば，流速が大きくなるということは，流れに加速度を生ずることであり，加速度を生ずるためには，ニュートンの法則によって加速度の向きに力が作用しなければならないからである。したがって，流体の場合（管が水平であるとする）は，流体の圧力以外に力は作用しないから，A部の圧力はB部の圧力より大きいことになる。BからCへ流れる場合は加速度は負であるから，流れと反対向きであるので，力も反対向きとなり，B部の圧力はC部の圧力より小さいのである。見方を変えると，流速の大きいところ（流線の幅が小さく，密であるところ）は，流速の小さいところより圧力が小さいのである。

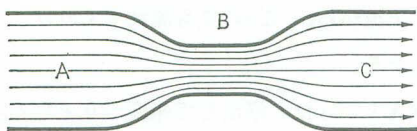



図 1-15

▶(2) ベルヌーイの定理

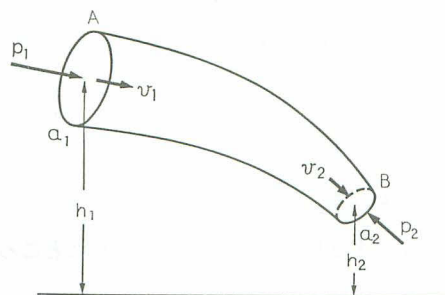



図 1-16

図 1-16 のような一つの流管（定常流の中の流線でできる管）を考え，そのA面からB面への流れを考える。A，Bにおける断面積・速度・圧力をそれぞれ a_1, v_1, p_1, a_2, v_2, p_2 とし，ある基準の高さから測った a_1, a_2 の中心の高さを h_1, h_2 とすると，管ABの中に含まれる全エネルギーは，定常状態にある限り一定でなくてはならない。すなわち，単位時間内に a_1 を通して流れ込むエネルギーと，a_2 から流れ出るエネルギーは等しくなくてはならない。

Δt 時間に体積 ΔV の流体が a_1 から流れ込むと，a_1 からはいる運動のエネルギーは，

$$\frac{1}{2}(\Delta V\cdot\rho)v_1{}^2$$

a_2 から出る運動エネルギーは，

$$\frac{1}{2}(\Delta V\cdot\rho)v_2{}^2$$

である。ここに ρ は流体の密度である。したがって，運動エネルギーの変化は，

$$\frac{1}{2}(\Delta V\cdot\rho)(v_2{}^2-v_1{}^2)$$

である。ポテンシャル・エネルギーの変化は，

$$\Delta V\cdot\rho\cdot g(h_2-h_1)$$

となる。そこで圧力のする仕事が，これらの変化の和に等しいはずである。すなわち，

$$\Delta V(p_1-p_2)=\frac{1}{2}\Delta V\cdot\rho(v_2{}^2-v_1{}^2)+\Delta V\cdot\rho\cdot g(h_2-h_1)$$

ΔV で割って

$$p_1-p_2=\frac{1}{2}\rho\cdot v_2{}^2-\frac{1}{2}\rho\cdot v_1{}^2+\rho\cdot gh_2-\rho\cdot gh_1$$

$$\therefore\quad p_1+\frac{1}{2}\rho\cdot v_1{}^2+\rho\cdot g\cdot h_1=p_2+\frac{1}{2}\rho\cdot v_2{}^2+\rho\cdot g\cdot h_2$$

が得られる。一般に,

$$p+\rho\cdot g\cdot h+\frac{1}{2}\rho\cdot v^2=\text{一定}$$

であらわされる関係を**ベルヌーイの定理**という。

途中のくびれた水平な管の場合は，径の大きいところをA，くびれたところをBとして考えれば，$h_2=h_1$であるから,

$$p_1+\frac{1}{2}\rho\cdot v_1{}^2=p_2+\frac{1}{2}\rho\cdot v_2{}^2$$

となり，$v_1{}^2$ と $v_2{}^2$ との大小関係，たとえば，$v_1<v_2$ であれば，$p_1>p_2$ の関係となる。◀

さて，回転する円柱の場合にもどって，図1-14, bをよく見ると，上側の流線は，下側の流線より密である。すなわち，流速が下側より上側が大きい。したがって，下側の圧力より上側の圧力が小さい。その結果，上方へ力が働くわけである。

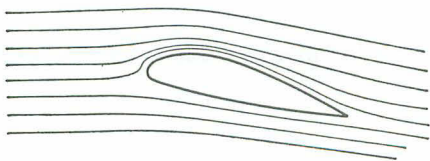



図 1-17

翼の場合は**図1-17**でわかるように，翼の上面では，自由気流の風速より速くなったところで，自由気流中の圧が大気圧よりも低くなるので，大気圧に対して**負圧**を生ずることになる。このように，上面に負圧を生じて翼を上方に吸い上げる力が，翼に生ずる揚力の大部分である。

次に，翼の下面に向かった流れを調べてみると，これは上面とは反対に流れがせき止められるような形になるので，流速はほぼ下面全体にわたって自由気流の速さよりも小さく，したがって，この部分の圧力は大気圧よりも大きくな

り，**正圧**を生じて翼を上方に押し上げるのである。このように下面の正圧によって翼を押し上げる力は，上面の負圧によって翼を吸い上げる力に比べて，1/3 とか 1/4 とかの程度である。

翼の周りの速度分布および圧力分布の一例を **図1-18** に示す。(a) は速度分布で，翼の上面の気流は速度が大きく，下面では速度が小さい。(b) は圧力分布で各点の圧力の方向と大きさを矢印で示した。翼の上面では流速が大きいから，大気の静圧より小さくなり，下面では反対に大きくなっている。したがって翼の上面は上の方へ吸い上げられ，翼の下面は押し上げられるわけである。図1-18でわかるように上面で吸い上げられる圧力の方が下面を押し上げる圧力よりも大きい。吸い上げる圧力は自然の静圧より小さいので負圧，押し上げる方を正圧という。翼は上面の負圧と下面の正圧とが協力して揚力を発生しているのである。

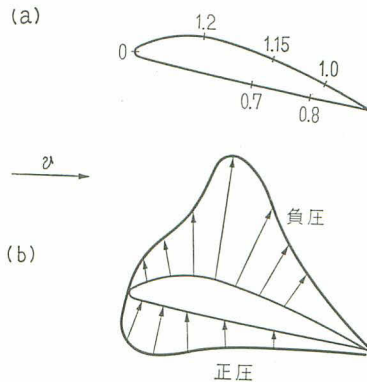



図 1-18

以上のような状態は，図1-17のような普通の翼型に，普通の迎角で流れが当たった場合のことである。普通の翼型でも，迎角がある程度負になると下面に負圧，上面に正圧を生じ，揚力と反対に下向きの力を生ずる。尾翼などに使う対称翼型の場合，迎角が0度であれば，上面と下面とにまったく等しい負圧が働いて，上下の力が打ち消し合って揚力は0となる。

いずれにしても，翼に揚力を生ずる理由は，けっきょくは翼の表面に沿う流速の微妙な変化がもとになるのであるから，飛行機にとって，翼の断面の形，すなわち翼型がいかに大切であるかがわかるだろう。

§1.5.　空気の抵抗

翼を空気中で走らせると抗力を生ずる。それが完全な流線形をしていても抗力を生ずる。それは空気に粘性があるからである。空気がねばねばしているといっても，その程度がきわめて小さいため，直接はだにそれを感ずることはむずかしい。しかし，いくらそれが微小であっても，粘性があれば，それによって抗力を生ずるのである。

たとえば，ねばねばしているものの代表として水飴(あめ)で実験をしてみよう。水飴を水平な平たい板の上にこぼし，紙テープの一端を水飴に浸し，紙テープをテープの長目の方向へ引っ張るのである。普通なら，粘性の小さい水中などならほとんど抵抗を感じないのに，テープは水飴によって板にくっつけられようとするため，それを引っ張るのに力を必要とする。すなわち抗力を感ずるのである。

翼が空気の中を走る場合を，これと比較してみると，平らな板は大気，テープは翼，そして水飴は翼の表面にくっついた空気の層に相当するのである。このような理由によって，翼に生ずるこのような抗力を**摩擦抗力**という。

翼の迎角がだんだん大きくなると，翼の上面を流れる空気が，翼にくっつききれなくなって離れてしまう。すると，そのあとにうずができる。これがまた，抗力を生ずる原因となるのである。翼の断面の形が悪いと，小さな迎角でもうずを生じ，大きな抗力を発生する。

うずができると，その部分の圧力が下がり，その負圧のため物体はあとのほうへ引かれるから，抗力となるのである。この意味で，この抗力のことを**圧力抗力**といって，他の抗力と区別している。

もう一つ，翼に抗力を生ずる原因として，**翼端渦**がある。翼端にうずを生ずる理由は，**図1-19**に示すように，翼の上面が負圧，下面が正圧になっているので，翼端では下面の空気が上面へ出ようとし，これが巻き込んで翼端渦となる

のである。つまり，翼が空気の中を進んで行くときには，常に両翼端から内側へ巻き込むうずを引きずりながら進むのである。

図 1-19

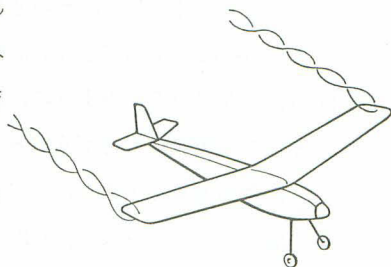
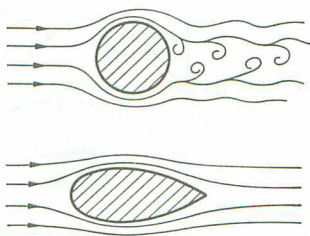
このような翼端渦のできることによって生ずる抵抗を**誘導抗力**と呼んでいる。誘導抗力は翼が長いほど小さく，短くずんぐりしているほど大きい。すなわち，翼の**縦横比**（**翼幅**〔長手方向の長さ〕の**翼弦**に対する比）に逆比例する。縦横比が大きいということは，翼弦に対して翼幅（普通翼の長手のほうの長さ）が大きいことであるから，左右の翼端が離れていて，翼端渦の翼全体に及ぼす影響が少なくなるのである。

飛行機にとって，翼はどうしても無くてはならない部分だが，翼だけでは仕方がない。やはり，水平尾翼・垂直尾翼・胴体・脚などがそろって，始めて完全な機能を発揮するものである。ところで，揚力と抗力という立場からみると，翼以外のこれらの部分は，揚力のほうはほとんど0で，主として抗力のみが生ずる部分である。翼のほうは揚力を生ずる能力を持っているから，多少の抗力が生じても大目にみてやってもよかろうが，翼以外の部分は，たとえそれが大事な役目を持っているにせよ，少なくとも揚力，抗力の立場からすれば，いずれも有害な存在である。そこで，翼以外の部分の抗力のことを**有害抗力**といい，これに翼の抗力を加えたものが全体の抗力となる。

図 1-20

有害抗力を減ずるためにぜひ必要なことは，できるだけ各部の形をよくし，うずが出ないようにすることである。この目的で最も理想的な形が，いわゆる流線形である。流線形は気流の

流れる道を理論的に計算して，その通りに形造ったものであるから，**図1-20.下**のようにその後にうずができない。円筒形では，大きな迎角の翼の表面から気流がはがれてうずができるように，円筒の後にうずができて，大きな抗力を生ずる。まして，後のほうを切り取ったような形のものだと，ものすごいうずができて，抗力が著しく大きくなるのである。

模型飛行機を作るにあたって，まず頭に入れておかなければならないことは，“うずをできるだけ作らないようにする”ということである。浅瀬を渡って行くとき，両足の後にうずができる。これは人のすねの断面が流線形でなくて，ほぼ円形に近いからである。このように，うずができるありさまを目で見ることができれば，だれでもが気をつけるだろうけれども，空気の場合は，どんなにすごいうずができても，肉眼で直接見ることができない。どうも話がピンとこないというところらしい。

模型飛行機では，操縦者の視界の問題もなく，胴体を流線形化することは比較的楽であるが，離着陸用の脚などは，引っ込めようとするその構造物のために目方が想像以上に大きくなるので，簡単に取り付けたままであったり，着陸時の衝撃に耐えるように，翼をゴムひもで止めたりするために，この有害抗力は意外に大きいのである。抗力の立場から見れば，これは文字どおり有害なもので，何の利益にもならない抵抗であるから，目方が増えないで，しかもうずの発生を防止する方法や，形にもっと頭を使うべきであろう。参考のために翼のみの場合と，全体の場合の揚抗比曲線を**図1-21**に掲げておこう。

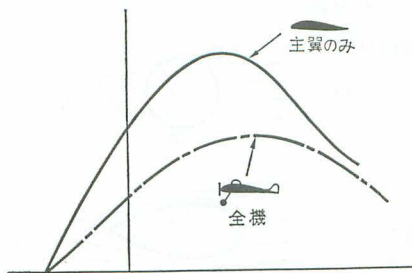



図 1-21

§ 1.6. 推力と抗力

ゴム動力の模型飛行機のゴムを巻いて，プロペラが回ると，模型飛行機は

プロペラの引っ張る力（これを**推力**という）に引っ張られて前進する。はじめ止まっているときの速度はもちろん0，走り出すとだんだんスピードがついてくる。しかし，際限なく速度が増大するというわけにはいかない。ある推力で引っ張った場合は，その**推力相応の速度**しか出ないもので，それ以上は速くならないものである。

飛行機が空気の中を走ると抗力を受け，この抗力は飛行機の速度が増すにしたがって大きくなっていくことは，前にも述べたとおりである。

いま，飛行機が停止しているとすれば，速度は0であるから，空気の抵抗も0である。これが推力によって走り出し，速度が出てくると，それにしたがって抗力が増してくる。推力はずっと一定であると考えよう。このように抗力がだんだん増加してくると，推力と抗力との差はだんだん小さくなってくる。しかし，推力が抗力より少しでも大きい間は速度は増加する。そうして，ある速度に達すると，ついに推力に抗力が追いついてしまう。すなわち推力と抗力とが同じ大きさとなる。

こうなると，推力は飛行機を前方へ引っ張り，抗力はその反対に飛行機を後方へ押しもどそうとする。この二つの反対向きの力がつりあい，飛行機はそれ以上のスピードを出すことができなくなるのである。上に推力相応の速度と述べたのは，この速度のことである。

ちょっと考えると，推力と抗力とが同じ大きさで引っ張り合っているのだから，飛行機は止まってしまうような気がするが，止まってしまえば抗力は0となるはずだし，止まってしまってはおかしい，ニュートンの慣性の法則を持ち出すまでもなく，推力と抗力とが同じ大きさとなれば，今より速度を増すことができず，今と同じ速度で進行する。すなわち，等速運動をするのである。

§1.7. 揚抗比

飛行機に推力を与えると，飛行機はこのように，その推力相応の速度とな

る。したがって，翼に揚力を生じ，この揚力が飛行機の目方を支え，飛行機は空中を飛ぶことができるわけである。

この場合，推力の働く方向は水平であるのに，翼には上のほうへ揚力が発生して目方を支える。一般に，物体を支えるときは，上向きの力を加えなければならない。すなわち，重力と反対向きの力を加えなければならない。しかるに，飛行機の場合は，重力と直角に水平方向に推力を加えるだけで，それが上向きの揚力となって飛行機の目方を支えるのである。しかも，1kg の物体を支えるには 1kg の力が必要であるのに，飛行機の場合には目方の数分の一の推力で引っ張ってやればよいのである。まったく不思議で便利な機械というべきである。

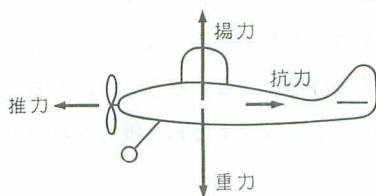



図 1-22

この不思議な推力の何倍かの目方を支えるということは，一体どういう理由によるのだろうか，それを説明するために，揚力・抗力・目方・推力の四つの力の関係をもう一度考えてみよう。飛行機が一定の速度を保って水平に飛んでいるときには，推力と抗力とがつりあい，揚力と目方とがつりあっている(図1-22)。したがって，推力と目方との割合は，抗力と揚力との割合に等しいはずである。もし抗力が揚力の1/5ならば，推力も目方の1/5となっているはずである。すなわち，揚力に比べて抗力の小さいほど，その目方を支えるための推力は小さくてよいわけである。こう考えてくると，揚力と抗力との関係が飛行機にとってきわめて大切なものであることがわかるだろう。そこで，揚力を抗力で割った値，すなわち，**揚抗比**は，

$$\text{揚抗比}=\frac{\text{揚力}\,L}{\text{抗力}\,D}=\frac{C_L}{C_D}\quad\cdots\cdots(1.1)$$

である。これは，飛行機の性能を判定するときの一つのよりどころになるのである。

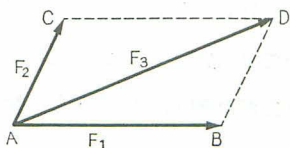
模型飛行機の揚抗比は機構によって著しく違うが，概して大型のものほど揚

抗比が大きく，小型のものは揚抗比が小さいということができる。模型グライダーの大型のものでは，揚抗比が10以上にも達するものがあるが，小型のライト・プレーンでは，揚抗比はせいぜい5程度である。揚抗比5というのは，揚力が抗力の5倍であるということである。すなわち，水平飛行をするためには，目方の1/5の推力でよいということである。たとえば目方が20gあれば，推力はその1/5の4gでよいということになる。

飛行機はこのように水平飛行をするためには，ある推力で前方へ引っ張ってやらなければならない。たとえ目方の何分の一という推力であっても，前のほうへ引っ張る推力が必要である。ところが，グライダーにはプロペラも，プロペラを回す動力も付いていない。したがって，そのような推力を与える方法が無いわけであるが，それでもあのように飛んでいるのはなぜだろうか。模型飛行機の優秀な滞空競技機は，動力飛行は，ゴム動力機で50秒くらい，エンジン機ではわずか10秒足らずであるのに，滞空3分以上になるのが普通である。それはなぜだろう。動力が止まってからはどうして飛行するのだろうか。

これは　ちょうど，こどもがすべり台をすべり降りるのと同じような理由によるのであって，すべり台は台が傾斜しているから，別に押さなくてもすべり出すのである。その力の関係を調べてみると**図1-23**のようになっている。つまり，こどもの目方に対して台が斜めになっているから，台の方向の力があらわれるのである。これは，平行四辺形法* という法則にしたがって，重力(目方)

---

* **平行四辺形法**　力や速度のように，大きさのほかに，方向と向きを同時に考えねばならないような量を合成したり，分解したりする場合の法則である。たとえば，力 F_1 の大きさを矢 $\overline{AB}$ の長さで，方向を矢印AからBの方向で，向きを矢印で表わし，同様に力 F_2 を矢 $\overline{AC}$ で表わし，矢 $\overline{AB}$, 矢 $\overline{AC}$ を2辺とする平行四辺形ＡＢＣＤを作り，対角線の一つ $\overline{AD}$ を引き，図のように矢 $\overline{AD}$ を作れば，力 F_1 と力 F_2 とを合成した力 F_3 が矢 $\overline{AD}$ で表わされるのである。分解する場合は，ちょうど逆の方法を用いて，F_3 を F_1 と F_2 に分解するのである。

を分解するのである。すなわち，台の方向と台に直角な方向とに分解するのであるが，この二つの方向によってできる平行四辺形を一つの対角線が重力となるように作れば，重力 W を台の方向の力 T と台に直角な方向の力 N とに分解することができるのである。

すなわち，この平行四辺形の2辺 T, N がそれぞれ分解された力である。台に直角な方向の力は，すべり台に支えられて相殺されるから，台の方向の力が残って，その方向にすべるのである。そこで，すべり台の傾斜をだんだんとゆるくしていくと，前方の力 T はだんだん小さくなってくる。もし台がまったく水平になると，前方への力 T は0となってしまう。したがって，水平に飛行するためにはどうしても別の推力を加えてやらなければならないわけである。

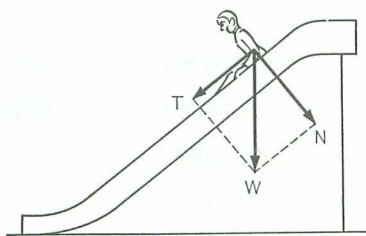
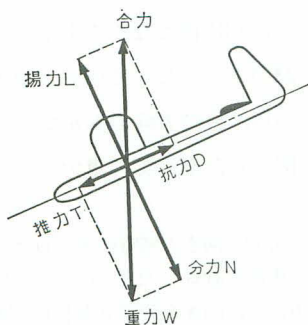



図 1-23

グライダーが飛ぶのは，すべり台と同じように，飛ぶ方向を水平に対して傾斜させることによって，自分の目方から前のほうへの力 T を出さなければならないのである。すなわち，揚力 L と重力の分力 N とがつりあい，抗力 D に等しく向きが反対の力が推力 T となって働くのである。揚力 L と抗力 D の合力と重力 W とがつりあうような力関係が生じなければならないのである(図1-24)。

図 1-24

したがって，揚抗比の大きなグライダーは，揚力の割りに抗力が小さいから，前方への力 T も小さくてすみ，飛ぶ方向の傾斜もゆるやかでよいことになる。これに反して，揚抗比の小さなグライダーは，揚力の割りに抗力が比較的大きいから，傾斜を急にして前方への力 T を大きくしなければならない。

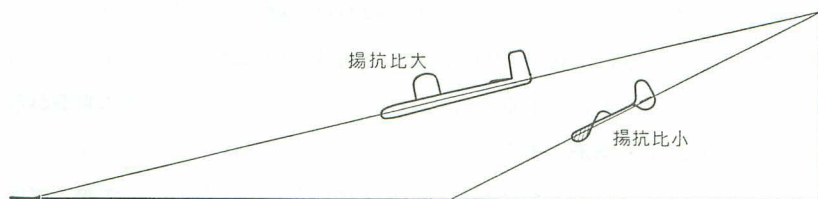



図 1-25

図1-25のように，同じ高さから出発しても，揚抗比の大きなグライダーが，揚抗比の小さなものよりも遠くまで飛ぶことができるのは，傾斜がゆるやかなためである。

模型飛行機はプロペラで推力を出しているが，もしプロペラの回転が停止して推力が無くなったら，水平飛行ができないで，グライダーと同じような飛び方しかできなくなるのである。そこで，進む方向を前方へ傾斜させて，重力の分力である推力 T が抗力 D とつりあうような傾斜で飛行することになるのである。

ゴム動力機の場合など，プロペラの回転がまったく停止してしまわないまでも，ゴムの力が弱まり，プロペラの回転が遅くなってくると，多少の推力はあっても，抗力につりあうには不足するから，進路を下向きに傾け，重力の分力の助けを得て飛行を続けるのである。しかし，このときには，まだ推力が弱いながらも働いているから，重力の分力はプロペラがまったく停止したときよりも小さくてよく，したがって，下向きの傾斜はゆるやかでよいのである。

このように，グライダーや飛行機が，自分の目方から出る重力の分力としての前方への力を利用して，下向きに傾斜した進路に沿って飛ぶことを，**滑空飛行**という。

ゴム動力の模型飛行機では，普通にはゴム動力でプロペラが回転している時間はだいたい30～40秒くらいで，長くてもせいぜい1分くらいのものである。したがって，飛び出してから，1分も経てば，グライダーと同じように滑空飛

行にならざるを得ないのである。しかし，模型飛行機でも，模型グライダーでも，調子のよいときには10分や20分は飛行し続け，中には空高く飛んでしまって，見えなくなることさえある。これは飛行機やグライダーが風に乗るからで，すなわち，**上昇気流**に乗るからである。

天気の良い日など，鳶が羽ばたき一つせずにゆうゆうと輪をかいて飛んでいるのをよく見かける。鳶は生まれながらにして，空をこのようにして飛ぶ力を与えられてきたのだが，それだからといっても，自然の法則から逃れることはできない。空気中を飛べば空気抵抗を受けるのだから，もし羽を羽ばたかずに飛ぼうとすれば，推力が発生できないから，グライダーと同じように滑空飛行をするしかないはずである。ところが，鳶は空に輪を画きながら，高度が低下するどころか，だんだん高く舞い上がって行くことさえある。それは上昇気流を利用しているからで，空気が眼に見えないので，上昇気流があることや，それを利用して飛ぶことなどは長い間気がつかなかったが，鳶は本能的にそのことを知っていたわけである。

上昇気流は，地形や気象条件によって起こるものであるから，模型飛行機を飛ばすときは，上昇気流を利用するようにすれば，ますます快適な飛行をし，興味も一段と増そうというものである。これに反して，下降気流のあるところや，気流の悪いところで飛ばすと，せっかくうまく作った模型飛行機でも，その性能を充分に発揮することができないのは，理の当然である。

実物の飛行機を操縦する人は，常に気象状態の変化に注意を怠らないが，模型飛行家はより一層極地的な気流などにも気を配ることを忘れてはならない。

飛行機が水平に飛ぶには，ちょうどそのときの速度に相当する抗力と等しい大きさの推力が必要であることは，前に述べたとおりである。実物の飛行機では操縦者が乗っているし，ラジオ・コントロールの模型飛行機では操縦装置があって，エンジンの馬力を加減して，推力と抗力とがちょうど等しくなるように加減することができるが，一般の模型飛行機では，そういう加減をすること

ができず，推力の大きさはゴムの力や，エンジンの馬力によって自然に決まってしまうものである。

ゴム動力機のゴムを手で巻いていくと，指に感ずるゴムの回転力がだんだんきつくなっていくのがわかる。したがって，いっぱい巻いたところで巻く手を放すと，最初は回転力が非常に強く，ゴムの巻きがもどるにしたがって，力は弱ってくる。プロペラの推力もそれにつれて，最初は強く，次第に弱っていくのが普通である。

いま，はじめから終わりまで飛ぶ速さが変わらないで，抗力が一定であるとする。そうすると，ゴム動力機は，最初ゴムの勢いが強いときは推力のほうが抗力より大きく，ゴムがほどけると共に推力がだんだん小さくなってきて，推力と抗力とが等しくなり，次いで推力が抗力よりも小さくなり，ついには推力は0となる。

推力が抗力に等しいときは水平飛行をし，推力が足りなくなるときは滑空飛行をすることは，前に述べたとおりであるが，推力が余っているときはどうなるのか，その解答は，推力が余っているのだから速度が大きくなると言いたいところだろうが，そうではなくて**上昇飛行**をするのである。

何度も言うように，模型飛行機が水平飛行をするためには，抗力に等しい推力があればよいのであるから，もしも，それ以上の余分の推力を与えると，どういうことになるか。また，その余分の推力がどう使われるかが問題になるのである。ちょっと考えると，推力が大きければ，ただ速度が大きくなるだけのように思えるけれども，速度が大きくなれば揚力も増大することを忘れてはならない。

もともと，模型飛行機はそれ自身の重さを支えるだけの揚力があれば足りるのである。ところが，ラジオ・コントロール型以外の一般の自由飛行型の模型飛行機では，操縦することができないので，翼の**取付角**によって，飛行中の迎角が決まってしまうのである。したがって，水平飛行をするための条件である

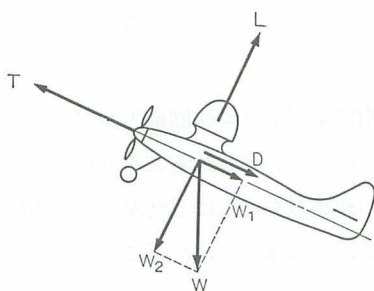



図 1-26

〔揚力＝重力〕，〔抗力＝推力〕を満足することは，ほとんどなくて，けっきょくのところ，推力が抗力より大きい場合には上昇飛行をすることになるのである。すなわち，重力 W の分力 W_2 は揚力 L とつりあい，もう一つの分力 W_1 は抗力 D と加わって，推力 T とちょうど等しくなるような上向きの傾きをするのである。推力の余分な力を重力の後向きの分力とつりあうような姿勢で上昇飛行をすると考えればよい(**図1-26**)。上昇する傾斜が大きければ，それだけ後向きの分力 W_1 が大きくなり，余分の推力が多く必要であり，言いかえると，推力に余分があればあるほど上昇が急になるのである。傾斜が急になると，揚力 L とつりあっている分力 W_2 は，重力 W の分力であるから（W は模型飛行機の目方だから一定である)，傾斜が急になればなるほど小さくなる。したがって，つりあっている揚力 L はこれに等しい大きさであればよく，あまり必要でなくなってくる。極端な場合を考えると，飛行機が垂直に上昇する場合は，揚力はほとんど0に等しくなければならない。力のつりあいが保てなくなるのである。垂直上昇の場合を少し詳しく説明すると，模型飛行機の姿勢が進行方向に対して少し下向きになるので，推力 T の分力として進行方向の分力 T_1 と，揚力 L と同じ方向で反対向きの分力 T_2 とができ，揚力 L とこの分力 T_2 とがつりあうのである（**図1-27**)。

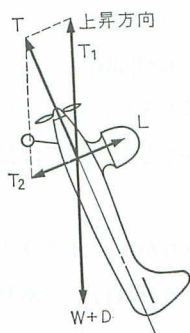



図 1-27

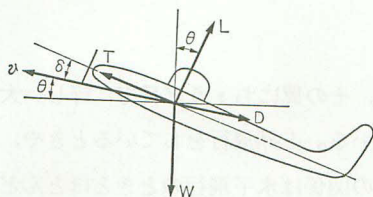
さて図1-26にもどって，もし揚力 L が重力の分力 W_2 より大きいとすると，模型飛行機は一定の上昇角を保つことができず，飛行方向は上のほうへ曲げられ，宙返りの姿勢にはいってしまうのである。そこで，馬力の強い急上昇の模型飛行機を，宙返りしないで，正しい姿勢で上昇させ

るには，上昇中頭を押えてやることが必要である。そのために用いられる方法は，プロペラの推力方向を少し下向きにする。いわゆるダウン・スラストを付けるのである。また，揚力尾翼を使用して，尾翼にも揚力を生ずるようにしておけば，上昇中はプロペラの送る風によって尾翼の揚力が増し，機首を押える効果を出し，プロペラが止まると尾翼の揚力が減少して，正しい姿勢で滑空するわけである。

▶(3)　上昇飛行の場合，実際には飛行機は推力の方向にだけ進行するのではない。飛行機に働く力のつりあいについて，**図1-28**によっていま少し詳しく述べておこう。

飛行方向と水平面との角を θ，推力と飛行方向との角を δ とすれば，

$$T\cos\delta = D + W\sin\theta$$

$$L = W\cos\theta$$

となる。しかし，推力と飛行方向との角 δ は非常に小さいと考えてよいとすれば，すなわち，$\delta \fallingdotseq 0$ と考えれば，

$\cos\delta \fallingdotseq 1$　（≒は，ほぼ等しいの記号）

と考えてよい。したがって，

図 1-28

$$T = D + W\sin\theta$$

$$L = W\cos\theta$$

となる。ここで各飛行状態における力のつりあいを考えてみる。

i）水平飛行の場合は $\theta = 0$ のときである。

$\therefore\ T = D,\quad L = W$

となる。

ii）上昇飛行の場合は $\theta > 0$ である。

$\therefore\ T = D + W\sin\theta$

$L = W\cos\theta$

であり，上昇率 w は，速度を v とすれば，

$$w = v\sin\theta$$

であるから，Tの式からの $\sin\theta$ を代入すれば，

$$w = \frac{v(T-D)}{W}$$

となる。

iii）滑空飛行の場合は $\theta<0$ である。したがって，$\sin\theta<0$ である。この場合の降下率 w' は，

$$w' = \frac{v(D-T)}{W} = -\frac{v(T-D)}{W}$$

となる。 ◀

§ 1.8. 迎角と揚力

模型飛行機が水平に飛んでいるときには，その翼にちょうど目方に等しい大きさの**揚力**が働いて，模型飛行機を支えている。上昇飛行をしているときや，滑空飛行しているときにも，揚力と目方との関係は水平飛行のときとほとんど変わらない。たとえば，目方 100g の模型飛行機が，普通の水平・上昇・滑空飛行をするには， 100g の揚力があれば充分であって，これ以上の揚力は必要がないのである。

一方，翼に働く揚力は，空気の力であるから，翼に当たる風が強ければ強いほど，言いかえれば，飛ぶ速さが速いほど，大きくなるわけである。したがって，もし模型飛行機が秒速10mの速さで飛んでいるとき，翼に働く揚力がちょうど目方に等しいとすると，10m以上の速さでは，そのままの姿勢では揚力が目方より大きくなって，この状態が続くとすれば，宙返り飛行の姿勢となるのである。

実物の飛行機で，勝手に速度を変えて水平飛行することができるのは，操縦者が乗っていて，翼の迎角を変化させるからで，その速さに応じて，揚力が目

方に等しくなるように迎角を加減するからである。

翼の迎角と翼に働く揚力との関係は，飛行の原理にとって非常に重要なものである。翼を風洞の中につるし，これに一定の速さの風を当てながら迎角 α を次第に増していった様子は **図 1-29** に示してある。揚力が0になる迎角（図1-29では－6度）から，風の速さを一定に保ったままで迎角を増していくと，揚力は迎角の増加に比例して大きくなっていく。それと同時に，抗力も大きくなっていくことはいうまでもない。

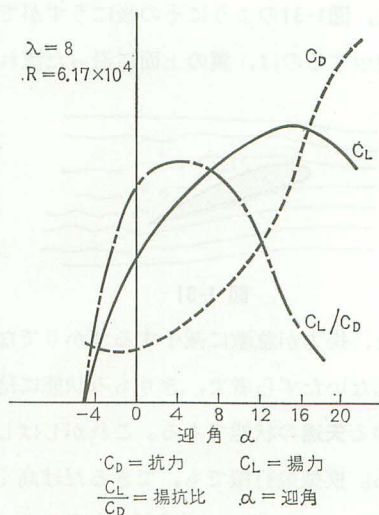



図 1-29

翼に働く揚力は，迎角が増加するにつれて大きくなるが，際限なく大きくなるものでなく，それには限りがある。迎角が10度とか，15度とか（図1-29では約16度），飛行機としてはかなりの上向きの姿勢になると，揚力は最大値となり，迎角をそれ以上増加しても揚力は増大するどころか，かえって急激に減小していく，そして，迎角が90度になると，風の力がまったく後向きになってしまう。つまり，抗力だけになって，揚力が0となってしまうことは前述のとおりである。

翼の迎角が，揚力が最大値になるまでであれば，翼のまわりの空気の流れる状態は**図1-30**のように翼の表面に沿って流れるが，揚力が最大値となるような角度よりも迎角が大きくなると，上面の気流が乱れて，後縁に近いほうから離れ出し，すなわち翼の上側の表面から空気の流れがはが

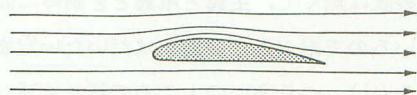



図 1-30

れ，**図1-31**のようにその後にうずができるようになる。もともと，翼に揚力が発生するのは，翼の上面に沿った流れが規則正しく，しかも流速を増して流れていくのが，その主な原因であるから，流れが表面からはがれて，そこにうずができては，揚力が増加しないのは当然のことである。

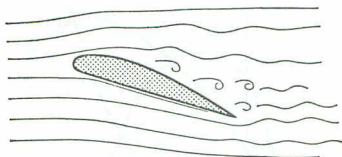



図 1-31

このように，翼の上面にうずができると，揚力が急激に減小するばかりでなく，抗力が増加する。このうずはたいへんないたずら者で，きりもみ状態に落とし入れることがある。この状態がいわゆる**失速**の状態である。これがしばしば墜落の原因となる恐ろしいものである。模型飛行機でも，できるだけ高く飛ばしたい一心から，あまり上向きに出発させて，頭を上げ過ぎたと思うと，急にがくんと頭を下げたり，くるりと横へ回ったりするのは失速の状態になったと思えばよい。また，尾部が重い場合にもこの失速状態になることが多い。空気のうずは，水のうずのように眼で見ることができないが，こんな状態に陥った模型飛行機の翼の上面には，たいへんなうずが発生しているのである。

翼の迎角と揚力との関係がわかってくれば，飛行機の迎角と速度との関係もはっきりしてくるわけで，速度を増そうとすれば，迎角をそのままでは揚力が増加し過ぎるから，迎角を小さくしなければならないし，反対に速度を落とそうと思えば，迎角を大きくしなければ揚力不足となるのである。ラジオ・コントロールの模型飛行機などで，高速で飛ばすときは翼の迎角を小さくし，低速で飛ばすときは，迎角を大きくしてやるのである。

自由飛行型の模型飛行機では，操縦装置は無くて，**主翼**と**尾翼**とを胴体に固定しているし，重心の位置も定まっているので飛ぶときの迎角はだいたい定まってしまうのである。どんな迎角になるかは，つりあいのところで詳しく述べるつもりであるが，プロペラが勢よく回っているときと，止まっているときと

では，いくらか迎角が違う場合もあるが，だいたい変化しないと考えてよい。とにかく，迎角はだいたい定まってしまうのである。したがって，模型飛行機は上昇のときも，水平飛行のときも，滑空飛行のときも，迎角がほとんど変化しないと考えてよい。したがって，その速度もほとんど一定であると考えてよいのである。

それでは，最も良い迎角について考えてみよう。

飛行機やグライダーの揚抗比が，迎角によって変化することは，容易に想像することができる。極端な場合を考えると，揚力が0となる迎角では，揚力を抗力で割ったものが揚抗比であるから，揚抗比はもちろん0である。また，失速角以上の迎角では，揚力は急激に減少し，抗力が増加するのであるから，揚抗比が大きな値になるはずがない。けっきょく，揚力が0になる迎角と失速迎角との中間に，揚抗比の最も大きくなる迎角があるはずである。模型飛行機は，できればこのような揚抗比の最大となるような迎角で飛行させるのが理想である。前に模型飛行機の揚抗比が5とか10とか言ったのは，揚抗比が最も大きくなる迎角でのことであって，たとえそのような迎角で揚抗比が10になるようなグライダーでも，迎角が不適当な角度になるような飛ばせ方をすると，揚抗比は10となってくれないのである。

それでは，どのくらいの迎角にしたら，揚抗比を最も大きくすることができるのだろうか。これは翼型や翼の平面形によっても，また胴体やその他のものの形によっても違ってくるから，精密に知るためには，模型飛行機を風洞に入れて実験してみなければならない。しかし，そんなぜいたくはちょっと望むことができないから，雑誌などに発表された数値を参考にして，だいたいの見当をつけるよりほか仕方がない。ごく大ざっぱにいって，まず普通の自由飛行型では4～5度で揚抗比が最大になると考えてよかろう。

簡単な実験なら，風のないときに行なうこともできるだろう。揚抗比の最も大きな値となる迎角を見つけ出すには，重心位置とか，主翼の位置とか，水平

尾翼の角度とかを加減して（加減の仕方はあとで述べる），迎角をいろいろに変えて滑空させ，最も遠くまで届くときの迎角の角度を求めればよいわけである。

さて，よく混同されるのは翼の迎角と取付角とである。

胴体の上面を平に作ったとしよう。そうして，この胴体の上面に対して，翼を5度の角度で取り付けたとする。そうすると，このときの取付角は5度である。すなわち，**取付角**は胴体の基準線に対する角度である。取付角が5度であるといえば，飛ぶときの迎角も5度になると考える人が多いようだが，必ずしもそうとは限らないのである。飛ぶときの迎角，すなわち，進む方向に対する翼の角度は，重心の位置や，主翼・尾翼の取付角などによって決まるもので，詳しくはあとで述べるとして，主翼と重心との相対位置や翼の取付角などによって，取付角より大きくも小さくもなるものである。たとえば，取付角2度で，迎角6度の場合は図1-32のような関係になっているのであって，胴体の上面が進行方向に対して，4度上向きになっているのである。

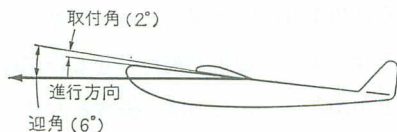



図 1-32

もっとも，飛んでいる模型飛行機の実際の迎角を測定することは，ちょっとできない相談であるから，飛行状態をよく観察して，胴体と飛行方向との角度と，翼の取付角とから，だいたいの見当をつけるよりほかなかろう。

§ 1.9.　翼 荷 重

自由飛行型の模型飛行機では，迎角には大差がないのに，その速度がいろいろと違っている。いったい，それはどういうわけだろうか。

そこで，同じ翼型の大小2枚の翼を用意して，これを風洞に入れ，同じ迎角で揚力を測定してみる。同じ迎角で，同じ速さの風を当ててやれば，大きいほ

うが小さいほうより大きな揚力を生ずることは当然である。この揚力の大きさは翼の面積に比例するから，今，大きい翼の面積が小さい翼の面積の4倍であれば，大きいほうの揚力は小さいほうの揚力の4倍になる。そこで，この大小二つの翼を同じ目方の飛行機に取り付けたとし，仮に大きい翼のほうの飛行機が $5^{m}/_{s}$ で走ったとき，揚力がちょうど目方に等しくなったとしよう。そうすると，小さい翼のほうの飛行機が同じ速さ $5^{m}/_{s}$ で走ったのでは，揚力が大きい翼の1/4であるから，目方の1/4しか支えられないことになり，水平飛行をすることができないことになる。それで小さい翼が同じ迎角で，目方に等しいだけの揚力を生ずるには，速度を増してやるしかないわけである。

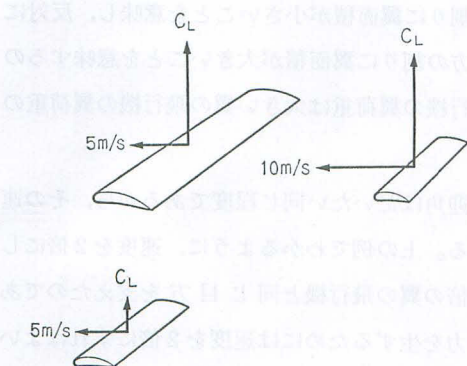



図 1-33

前にも述べたように，飛行機に働く空気力はすべて速度が増すにしたがって増加し，その増加の状態は速度の2乗に比例する。すなわち，速度が2倍になれば空気力は4倍となり，速度が3倍となれば空気力は9倍となる。揚力も，もちろんこの法則に従うのであるから，この例のように面積が1/4の翼で，大きい翼（面積4倍の翼）と同じ揚力を発生するようにするには，速度を2倍にしてやれば，揚力は速度の2乗に比例するから，ちょうど4倍となって，目方にちょうど等しくなるのである。すなわち，毎秒 10m の速さで走ればよいことがわかる（図1-33参照）。

この二つの飛行機の速度の違いが出てきたのは，けっきょくは目方と翼面積との関係である。目方と翼面積との関係は，同じ迎角での水平飛行の速度を左右するばかりでなく，種々の性能に大きな影響をもつものである。したがっ

て，目方を翼面積で割ったものを**翼荷重**といい，性能判断の資料としているのである。

翼荷重が大きいことは，目方の割りに翼面積が小さいことを意味し，反対に翼荷重が小さいということは，目方の割りに翼面積が大きいことを意味するのである。今の例で，小さい翼の飛行機の翼荷重は大きい翼の飛行機の翼荷重の4倍である。

模型飛行機では，水平飛行中の迎角はだいたい同じ程度であるから，その速度は翼荷重によって決まるのである。上の例でわかるように，速度を2倍にして，揚力を4倍とし，翼面積が4倍の翼の飛行機と同じ目方を支えたのである。見方を逆にすれば，4倍の揚力を生ずるためには速度を2倍にすればよいのであるから，4倍の翼荷重を支えるには速度を2倍にすればよい。すなわち，速度は翼荷重の平方根に比例するのである。繰り返すと，翼荷重が4倍になれば速度は2倍に，翼荷重が9倍になれば速度は3倍になるのである。このことから，模型飛行機の速度と，翼荷重との関係をグラフに示すと巻末付録の**付図4**のようになる。

このグラフから，ある翼荷重の飛行機の速度を推定することができる。翼荷重は，翼面積で目方を割ったものであるから，目方を測り，翼面積を測れば，割り算をすれば得られるものである。この翼荷重から，あらかじめその模型飛行機の速度を推定するのである。**図1-34**のように，横軸上に翼荷重の値をとり，そこから垂直に上がり，曲線にぶつかったら，そこから折れて水平に左へ進み，縦軸に突き当たった所の速度の値を読み取るのである。たとえば，翼荷重が $35 g/dm^2$ であれば，速度は $9.5 m/s$ となる。これは時速約 34km であ

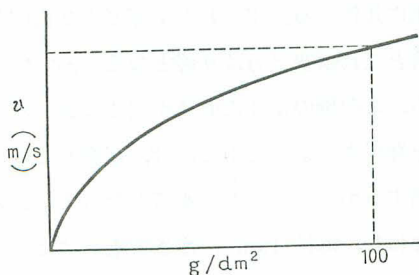



図 1-34

る。しかし，これは自由飛行型のものについて通用するものであって，ラジオ・コントロールで迎角を変えられるものや，Uコントロール機のように，動力に余裕のある限り迎角を小さくして，スピードを出すことのできる模型飛行機には通用しないグラフであることを特に注意しておこう。

模型飛行機の翼荷重は g/dm² で測るのが普通である。すなわち，目方を g で測り，翼面積を dm²(平方デシメートル）で測るのが普通であるから，割り算をする翼荷重の単位は g/dm² である。たとえば，目方が 800g，翼面積 20dm² ならば，翼荷重は 40g/dm² である。模型飛行機・滑空機の翼荷重を調べてみると，だいたい次のようである。

日本模型航空連盟（JMA）の競技規定によるもの

初　級（少年向き)，(ライト・プレーンと言われるもの　A，B，C級)。

ゴム動力機	A級	5～7	g/dm²
〃	B級	6～8	〃
曳航グライダー	C級	4～7	〃
〃	D級（被服胴体)	7～11	〃

国内級

曳航グライダー	G級	6～12	g/dm²
ゴム動力機	R級	12～22	〃
エンジン機	$\frac{1}{2}$A～D級	16～60	〃

国際航空連盟（FAI）の競技規定によるもの

国際級

曳航グライダー	F1A	12.5～18	g/dm²
ゴム動力機	F1B	12.5～19	〃
エンジン機	F1C	20～25	〃
ラジオ・コントロール機	F3	70～120	〃

Uコン・スピード機	F2A	150〜300	g/dm^2
Uコン・スタント機	F2B	20〜60	〃

さて，このように，翼荷重を大きくするほど速度が大きくなるというと，速度の大きな模型飛行機を作るには，目方さえ重くすればよいと思う人があるかも知れないが，それはたいへんな誤解である。それは，模型飛行機の速度が大きくなると，模型飛行機の抗力が増すということを忘れているからである。前にも述べたように，模型飛行機の抗力は速度の2乗に比例して増加するのであるから，それに対抗するために，動力を増し，推力を大きくしなければならない。そうしないと，水平飛行さえできないことになるのである。

Uコントロール機では操縦者が昇降舵を動かすと，それに応じて迎角が変わる。つまり，上げ舵を引くと迎角が大きくなり，下げ舵を引くと迎角が小さくなるから，昇降舵を操縦することによって水平飛行の条件を満足することができるのであるが，飛行中に操縦することのできない自由飛行型では，前にも述べたように，翼の取付角によって飛行中の迎角が決まり，迎角が決まっているから翼荷重によって水平飛行の速度が決まってくるのである。

さて，それでは速度を大きくするためには，推力さえ大きくすればよいか，翼荷重をそのままにして置いてよいのかというと，前に述べたように推力を増すと模型飛行機は上昇飛行をして，速度は一向に増えないのである。すなわち，速度を大きくするためには，どうしても推力を大きくすると共に，翼荷重を大きくしてやらねばならないのである。

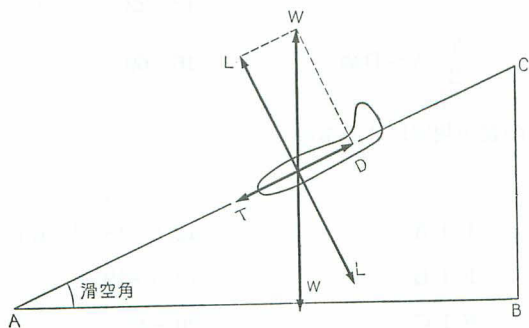



図 1-35

グライダーはもともと

動力のないものであるから，翼荷重を増加しさえすれば，速度は増加するのである。そこで，もういちどグライダーが滑空飛行をしている場合を考えてみよう。その場合の関係は**図1-35**のとおりである。図1-35において，揚力 L と抗力 D, その合力 W とでできる三角形と △ABC とは相似三角形となる。それは，Dは$\overline{AC}$に平行，Wは$\overline{AB}$に直角，Lは$\overline{AC}$に直角であるからである。したがって，

$$\frac{L}{D}=\frac{\overline{AB}}{\overline{BC}}$$

である。この $\overline{AB}/\overline{BC}$ を**滑空比**という。すなわち，揚抗比 L/D と滑空比 $\overline{AB}/\overline{BC}$ とは等しいのである。このことは，グライダーの滑空比はその揚抗比によって決まるものであって，翼荷重によっては何の影響もないことを示すものである。したがって，グライダーの翼荷重を大きくして速度を大きくしても滑空比は変わらないのである。滑空比が同じ（**滑空角**が同じ）で速度が大きくなると，CからAに到着する時間が短くなるのである。それは，高さ $\overline{BC}$ をCからAまでの所要時間 t で割った**沈下率**が大きくなることである。沈下率というのは，グライダーが１秒間幾mの割合で，地面へ向かって降下するかを示すもので，これが大きくなるということは，滞空時間が小さくなるということである。沈下率は $\overline{AC}$ をグライダーの速度 v で割って得られる時間 t で，高さ $\overline{BC}$ を割ったものであるから，

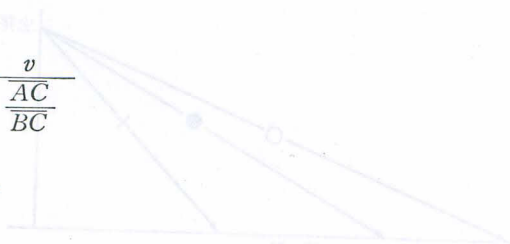
$$沈下率=\frac{\overline{BC}}{\frac{\overline{AC}}{v}}$$

右辺を書き替えると，

$$沈下率=\frac{v}{\frac{\overline{AC}}{\overline{BC}}}$$

滑空角が小さければ，

$$\overline{AC}\fallingdotseq\overline{AB}$$

であるから，

$$沈下率 = \frac{v}{\dfrac{AB}{BC}} = \frac{v}{\dfrac{L}{D}}$$

となる。すなわち，滑空速度を滑空比で割るか，揚抗比で割ればだいたいの値が得られるのである。

以上のことからわかるように，けっきょく，グライダーで翼荷重を増大すると速度が大きくなり，同時に沈下率も大きくなる。したがって，同じ高度からの滞空時間は，翼荷重が大きいほど小さくなってくるのである。

滞空時間を競うのであれば，この沈下率を小さくすることが重要になってくる。沈下率を小さくするには，揚抗比が大きくなることである。したがって，揚抗比の最大となるような迎角にすれば，最小の沈下率になるはずである。しかし，これは滑空速度が一定である場合の話であって，模型飛行機の水平飛行の場合は図1-34に示すように翼荷重のみによって決められるが，滑空速度の場合は水平飛行の場合のように簡単ではない。したがって，沈下率を小さくするためには，速度を小さくするという，もう一つの方法が残されていることに注意しなければならない。結論的に言えば，最小沈下率の迎角は，失速角と最大揚抗比の角との間にあって，通俗的には失速状態の一歩手前の飛行状態が，最小沈下率の状態であると思えばよい。

最も遠くまで飛ぶ滑空比最大の状態が，同じ高さからの滞空時間が最大とはならないのである。このことを誤解しないために，揚抗比最大（○印）の場合，沈下率最小（●印）の場合，失速角に最も近い（×印）の場合を**図1-36**に示す。

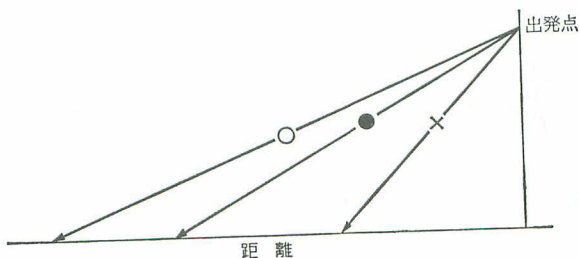



図 1-36

▶(4) 翼荷重を W/S とすれば，滑空速度 v は，

$$v=1.26\sqrt{\frac{W}{S}}\cdot\frac{1}{\sqrt{C_L}}\cdots\cdots(1.2)$$

である。沈下率は $v\Big/\frac{C_L}{C_D}$ であるから，上の v を沈下率の式に代入すれば，

$$沈下率=1.26\sqrt{\frac{W}{S}}\cdot\frac{1}{\sqrt{C_L}}\cdot\frac{C_D}{C_L}=1.26\sqrt{\frac{W}{S}}\cdot\sqrt{\frac{C_D{}^2}{C_L{}^3}}$$

となる。$1.26\sqrt{\frac{W}{S}}$ はそのグライダーについては一定であるから，沈下率は $\sqrt{C_D{}^2/C_L{}^3}$ に比例することになる。**図1-37** は説明をわかりやすくするために，揚力係数の平方根 $\sqrt{C_L}$，沈下性能を示すものとして $\sqrt{C_L{}^3/C_D{}^2}$ で示してある。これは沈下率を小さく取るのであるから $\sqrt{C_D{}^2/C_L{}^3}$ は，迎角 α 軸の下側へくるので，これを比較しやすくするために，その逆数を用いるのである。そうすると，グラフは α 軸を折目とするような，ちょうど上下を逆にしたグラフが得られる。したがって，沈下率最小の α はこのグラフの最大点の α となる。このグラフの一番下の曲線は揚抗比の曲線である。これら曲線は翼型クラークYの翼を持つ模型飛行機の機体全体についての揚抗比その他である。

グラフからわかるように，揚抗比の最大(○印)となる迎角 α_1 の場合に，沈下性能の最もよい点，すなわち沈下率最小とはならず，また失速角 α_S(×印)でも，もちろん，沈下率最小とはならず，$\sqrt{C_L{}^3/C_D{}^2}$ の曲線の最大(◉印)となる α_2 は，α_1 と α_S との間にくるのである。**図1-38**は翼荷重が 15g/dm² と 20g/dm² のものについてのグラフである。失速角(×印)では滑空速度最小で，揚抗比最大(◉印)では沈下率が最小とはならない。最小沈下率の場合の速度は6.24m/s

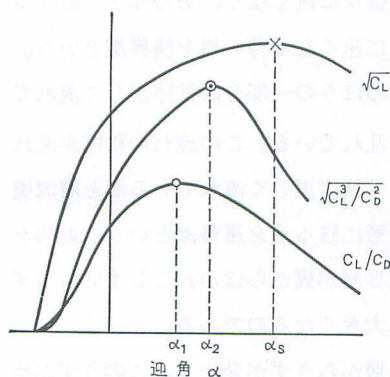



図 1-37

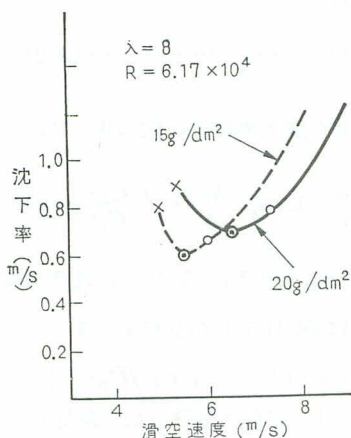



図 1-38

で，沈下率は 0.709m/s である。参考のために揚抗比最大の場合，すなわち，最も遠くまで滑空する場合は速度が 6.86 m/s 沈下率が 0.775m/s である。したがって1秒でも長く滞空させるための調整には，この辺のことをよく考え，接地点を観察する場合には地面効果（一般に地面すれすれに延びる傾向がある）のことも考慮に入れることを忘れないようにすることがたいせつである。

境界層

抵抗は主としてうずのために生じるものと考えてよい。うずのことを少し調べてみよう。そのために，物体の表面に非常に近い部分の空気の流れの状況を知る必要がある。

そこで，平滑の平板を気流の方向に置いた場合を考えてみる。板の表面は気流の速度も0であると考えてよい。表面からだんだん離れると速度もだんだん速くなる。しかし，ごく近い部分は非常に徐々に速くなり，ある厚さを過ぎると急に気流速度になるのである。この徐々に速くなる薄い層を**境界層**という。この境界層をなおよく調べてみると，風上のほうの一部分は秩序正しく流れているが，その風下のほうはこの層の空気が乱れている。この流れの秩序が乱れている層を**乱流境界層**といい，これに対して秩序正しく流れている層を**層流境界層**という。また層流境界層から乱流境界層に移る点を**遷移点**という。迎角をだんだん大きくしていくと，ついにこの境界層が翼からはがれてしまい，うずを作ることになる。そして，抵抗が急激に大きくなるのである。

流体の粘性から境界層を生じ，この境界層からうずが発生し，このうずが抵抗の原因となる。すなわち，抵抗そのものはもともと粘性である。もし，かり

に，空気に粘性がまったく無く，その上，圧縮もされないような流体であるとすれば，境界層は考えられなくなり，抵抗がまったく無いことになって，事実と反することになるのである。

レイノルズ数

模型飛行機が飛行しているとき，これに働く揚力や抗力は前述のとおりであるが，細かく調べてみると，その揚力係数 C_L，抗力係数 C_D の比，すなわち揚抗比は，たとえば翼型とか，胴体の形とかいうようなものや，翼の迎角などによって決まる以外に，各部の大きさとか，気流の速度によって影響を受けるのである。たとえば，実際の飛行機と模型飛行機というようになると，相当の違いを生じてくるのである。常圧の風洞実験の結果を，実用機に応用しようとする場合には特にこのレイノルズ数に注意する必要があるが，これは，気流の方向に測った物体の寸法 l (m) と速度 v (m/s) を掛けて，これを空気の動粘性係数で割った値に左右されることがわかったので，

$$R=\frac{v\,l}{1.46}\times10^5 \quad\cdots\cdots(1.4)$$

を**レイノルズ数**，略して ***R*** **数**という。どんな模型実験でも，実用機との寸法の差があれば，その結果の相似性が問題になるのである。それは模型は縮尺で作るのであるが，風洞実験に使用する空気の分子は縮尺にならず，模型に当たる空気の分子も，実用機に当たる空気の分子も同じ大きさのものであるところに一つの原困があるのだろうが，たとえ，翼型が同じで迎角が等しくても，大きさが違う場合は揚力係数 C_L，抗力係数 C_D などが違ってくる。レイノルズ数が同じでなければ，同じにはならないのである。以上のことで，いろいろの研究の結果を模型飛行機に応用する場合にも，このレイノルズ数を抜きにしては意味をなさなくなることがわかったであろう。

さて，たとえば，翼弦が 11cm＝0.11m，速度 4m/s のライト・プレーンでは $R=3\times10^4$，翼弦が 15cm，速度 54m/s の模型飛行機では $R=5.5\times10^5$

であって，模型飛行機の場合レイノルズ数は 3×10^4～6×10^5 の範囲である(図1-39)。実用機のそれは 4×10^6～4×10^7 程度であることを参考のためにあげておく。レイノルズ数は特に形状抗力に対して大きな影響を持ち，一般に R が小さいほうが形状抗力係数が大きく，したがって，全体の C_D も増加してくる。

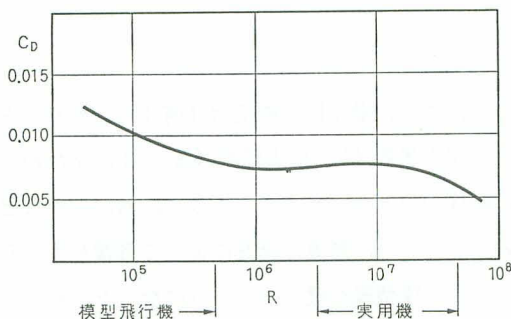



図 1-39

これに対して，揚力係数のほうは比較的影響を受けることが小さく，揚力が迎角の増加と共に増加していく傾向もほとんど変わらないが，模型飛行機のようにレイノルズ数の小さいものは失速角が小さくなるのである。つまり，小型で，速度の小さいものほど失速しやすくなってくるわけである。上述のことからわかるように，模型飛行機では抗力係数が大きいと同時に失速しやすいものであるから，特に抗力の増加を防ぐように注意する必要がある。ところが，実際に模型飛行機を見ると案外この点に無神経な構造や設計がみられるのである。

揚抗比のほうから考えても，上のように C_L のほうはあまり影響されず，C_D のほうが増大していくということを組み合わせればわかることで，揚抗比の最大値はレイノルズ数の大きいものほど大きくなる。大型で高速の模型飛行機ほど揚抗比が高まり，性能が良くなるのである。◀

第2章　つりあいと安定

§2.1.　尾翼の役目

飛行中に模型飛行機の目方を支える力は揚力である。揚力を生ずるのは主翼である。揚力と同時に必ず生ずるものは抗力で，抗力と対抗するのはペロペラである。それならば，主翼にプロペラを付けてやれば，それだけでうまく飛びそうに思われるが，なかなかそうは問屋が卸さない。

模型飛行機に働く四つの力，揚力・重力・推力・抗力の全部がただ一つの点に働けば問題ないが，実際には四つの力が，ただ一つの点に働いてくれるものではない。それだから，模型飛行機がうまく飛ぶようにするには，なかなかむずかしいことがあるのである。すなわち，四つの力がそれぞれ別々の点に作用するから，問題は簡単でなくなり，模型飛行機が正しい姿勢でうまく飛行するようになるには，主翼のほかに尾翼も必要になってくるのである。無尾翼機のように特別なものもあるが，それとても，主翼に特別の工夫がしてあって，けっきょくは尾翼の代理をさせているのであるから，このことについては別に考えるとして，尾翼の役目や作用について調べることにしよう。

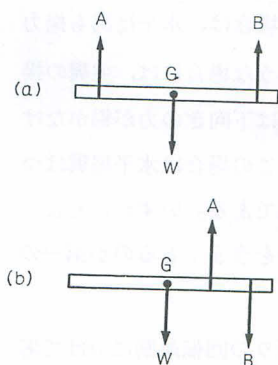



図 2-1

物体を支える場合，ちょうど重心の位置で支えると，どんな状態にでも支えられる。中立な支え方ができるが，支点が重心の位置から離れると，その物体は回転して，重心が支点の真下へくるまでは安定しない。重心の位置から離れた点を支えて，安定した状態を保たせるには，いろいろの方法があるだろうが，今は図 2-1 のような二つの方法を考えておけばよい。(a)は重心Gが支点AおよびBの中間にくる場合で，この場合は，ふたりで物を運ぶような場合

に相当し，物体を安定した状態で支えることができることがわかる。(b)は重心Gが支点AおよびBに対して一方に片寄っていて，なおかつ，つりあいの状態に支えることのできる方法である。今ではあまり見かけることが無いが，棹秤の場合がこれに似ている。W が測ろうとする物体で，Aが手で持つ支点，Bが分銅の位置と考えればよい。

そこで，模型飛行機についてこのような状態を考えてみると，**図 2-2** の(a)が図2-1(a)の場合に，(b)は同じように図2-1の(b)に相当する。もし，揚力 L が重心Gを通っていれば，すなわち L と W とが一直線となれば L' という力はいらないはずであるが，少しでもずれていると，どうしても力 L' が必要となる。このような第二の力 L' を発生するのが，**水平尾翼**である。

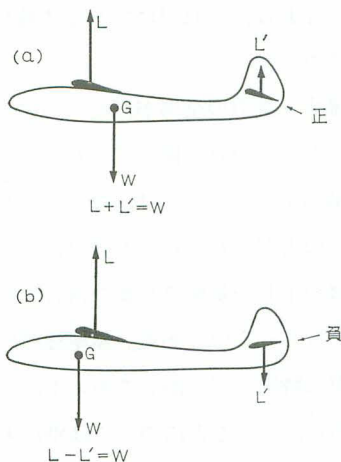



図 2-2

図2-2(a)のように主翼の揚力 L が重心Gよりも前のほうに働いていると，水平尾翼にも上向きの力を働かせなければつりあいがとれない。この場合は，水平尾翼も揚力の一部分を受け持っているわけである。図2-2(b)のような場合には，主翼の揚力が重心より後のほうに働いているから，水平尾翼には下向きの力が働かなければ，模型飛行機は前のめりの頭下げの状態となる。この場合は水平尾翼はつりあいを保つだけの役目で，返って揚力を減らす状態である。いずれにせよ，水平尾翼は上向きまたは下向きの力を生じ，つりあいをうまくとるのが第一の役目である。

模型飛行機の運動は，重心の推進運動と，重心の回りの回転運動に分けて考えることができる。重心の回りの運動は，

i）機首を上げたり下げたりする運動。主翼の長手の方向の重心を通る水平線（Y軸）を軸とする運動。（**ピッチング**）（**縦ゆれ**）。

ii）機首を左右に振るような運動。重心を通る垂直線（Z軸）を軸とする振子運動（**ヨウイング**）（**偏ゆれ**）。

iii）主翼の翼端を上下に振る運動。模型飛行機の胴体の中心線（基準線でもよい）（X軸）を軸とする運動。（**ローリング**）（**横ゆれ**）。

の三つに分けて考えることができる。このi）に対する安定の役目をするのが**水平尾翼**であることは上述のとおりである。ii）に対する安定の役目をするのが垂直尾翼である。iii）に対しては尾翼は多少の役目を有するものであるが，これは主翼自身とその上反角が役目をつとめているのである。

§2.2. 縦のつりあいと安定

水平尾翼　上に述べたように，水平尾翼の役目は，模型飛行機の進行方向に対して頭を上げるか，頭下げの方向のつりあいをうまくとるのが第一の役目である。主翼を助け前後のつりあいをとるのである。こういう方向のつりあいを**縦のつりあい**というのである。この縦のつりあいをうまくとるために，水平尾翼に働く力を上向きにしたり，下向きにしたりするにはどうすればよいか。実用の飛行機では，水平尾翼に昇降舵がついているから，操縦者がこれを操作してやればよいが，模型飛行機ではラジオ・コントロール機やUコントロール機のように特殊な機構を取り付けない限りそのような操作はできないから，水平尾翼の取付角を変えるしか仕方がないだろう。さもなければ主翼の揚力の位置を変えてやる方法が考えられるが，これは調整方法のところで述べることにしよう。つまり，重心位置が揚力 L より後にあって尻の重い模型飛行機であれば，水平尾翼を下げ舵のように，後縁を下げるように，すなわち，正の取付角を与えて，ちょうどよいくらいの上向きの力を発生させて，うまくつりあいをとればよい。反対に重心が主翼の揚力より前のほうにあるものなら，水平尾翼

を上げ舵のように，後縁を上げるように，すなわち，負の取付角を与えて，ちょうどよい程度の下向きの力を発生させて，うまくつりあいをとればよいのである。

このようにして，水平尾翼の取付角を変えることによって，上向きでも，下向きでも，勝手な力を働かせることができるけれども，揚力の働く点と重心とがあまり離れていない場合には，尾翼の取付角を変えなくても，模型飛行機はある程度自分でうまく姿勢を調節して，前後のつりあいをとる性質を持っているものである。もし，重心が少し後で尻が重ければ，模型飛行機は尾翼のほうを下げようとするはずである。尾翼が下がれば，尾翼の迎角が増加することになる。したがって，水平尾翼に生ずる上向きの揚力が大きくなってくる。そして，ついには尻を下げようとする力を食い止める状態までになって，縦のつりあいを保つことができるようになるのである。逆に重心が前方にある場合は，今と反対に水平尾翼の迎角を小さくするように作用し，したがって，今まで水平尾翼の揚力が0であったとすれば，下向きの力が働くことになり，つりあいを保つことができるようになるのである。

風圧中心　翼に働く揚力と抗力との合力が，翼弦と交わる点を**風圧中心**という。簡単にいうならば，揚力の働く点を風圧中心と考えてよい。上に述べたように，この風圧中心と重心との関係で，模型飛行機の実際の迎角が定まるのであるから，風圧中心の性質を充分に調べておく必要がある。

翼の風圧中心は，風洞実験で測定できるが，その前に，ライト・プレーンなどの場合に，重心の位置を，主翼の幅の（翼弦）の前縁から，約⅓くらいの所へくるようにする理由は，風圧中心の問題であるが，簡単な実験でだいたいのことを確かめることができる(**図2-3**)。小川などの流れの中に板を支える場合，板の中央に回転軸を設けて，それを垂直にして流れの中に支えると，板には流れに直角になるような回転力が働く。次に，板の端に回転軸を付けると，板は流れの方向になびく。ちょうど，中央を支えた場合と反対向きの回転力を受け

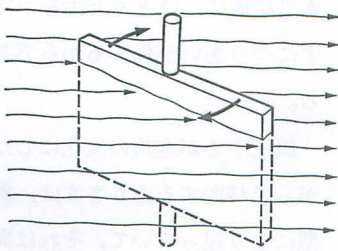



図 2-3

ることがわかる。そこで，この二つの場合の中間のどこかで支えると，両回転力が相殺されるような所があるはずであると考えて，この回転軸を，板の端から中央のほうへ移動しながら実験を繰り返すと，ちょうど全体の約⅓の所へずらし，流れの中で，⅓のほうを流れの上流にすれば，板の回転力が無くなる。大きな船舶の舵を見ると，だいたい，⅓の所を回転軸としてある。これは，大きな舵による，水力に抗じて舵を回す力が，ほとんど0であるような位置を利用しているのである。模型飛行機の場合も，全体の目方が，主翼の迎角を変えるような，回転力の起こらない位置にくるようにすれば，主翼の迎角を無理なく，正常な角度に支えることができるだろうということで，主翼の翼弦の前方から，約⅓の所へ重心がくるようにするのだと一応考えておいてよい。

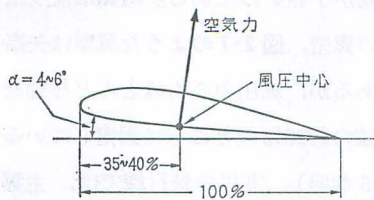



図 2-4

もう少し詳しく調べるために，風洞の中に翼をつるして，迎角を変えながら測定する。普通の翼型では風圧中心が迎角によって前後に移動し，しかも，迎角が大きくなればなるほど前縁のほうへ移動する。したがって，迎角をますます大きくするような，翼をひっくり返すような力となるのである。最も大きな迎角，すなわち失速迎角では風圧中心が最も前方へきて，だいたい翼弦の30%（翼弦を100%として）あたりへくるのである（図 2-4)。迎角を小さくしていくと，風圧中心は次第に後退する。その様子を図 2-5 に示す。模型飛行機のように4～6度の迎角では，風圧中心は35～40%あたりとなる。したがって，普通の模型飛行機では，重心位置を翼弦の35～40%あたりへ置くと具合いがよいのは，風圧中心と重心とが，ほとんど一致するくらい接近させることができ，

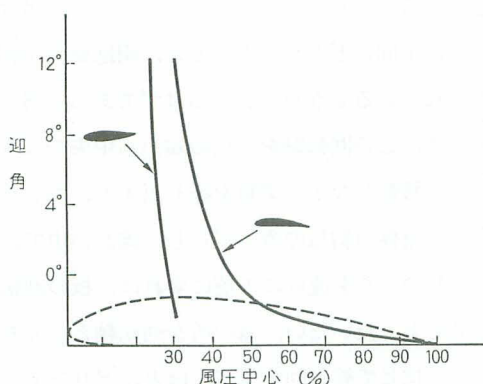



図 2-5

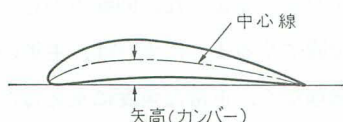



図 2-6

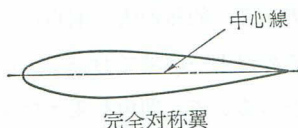



図 2-7

水平尾翼に，ほとんど力をかけずにつりあいが保てるからである。

風圧中心が迎角の変化にしたがって移動するありさまは，翼型により違っていて，それは翼型の中心線が湾曲しているものほど，言いかえると矢高の大きいもの（**図 2-6**）ほど風圧中心の移動が激しく，矢高が小さいほど移動が小さいのである。尾翼に使う上下対称の翼型，**図 2-7** のような翼型は矢高が0であるが，風圧中心もほとんど移動せず，翼弦の約25%のところに固定している（図 2-5 参照)。実用の飛行機では，主翼の翼型としてこのような上下対称な翼型を用い，風圧中心の移動しない特長を利用しているものもある。模型飛行機でも特殊な目的，たとえばUコンのスタント（曲技）機，ラジオ・コントロールのスタント機など背面飛行を楽に行なう目的で利用しているものもある。模型飛行機の場合は，このような特殊な目的以外には，風圧中心の移動が無いという理由で，この翼型を推奨するわけにはいかないのである。

もし，風圧中心の移動の少ないものを求めるなら，矢高が比較的小さい，後縁のそり上がったもの，たとえば**図 2-8** のような NACA23012, RAF34 などを用いればよかろう。これらの風圧中心は，対称翼型と同じく，翼弦の約25%くらいに固定している。無尾翼機を設計する場合には，どうしても，このよう

図 2-8

な翼型が必要になるのである。

つりあいと安定　水平尾翼の役目は，上に述べたように，主翼を助けて前後のつりあいをとるのが第一である。もし，つりあいさえとれればよいというのなら，風圧中心の線と重心とが正しく一致し，主翼の揚力と重力とがうまくつりあっていれば，水平尾翼の受け持つ力は0であるから，水平尾翼は無くてもよいはずである。

ところが，上のような状態は，ちょうど振子のようなもので，つりあいをとりながら常にふらふらゆれ動くのである。それに，上に述べたように風圧中心が移動するから，たとえば，ある迎角でつりあっている場合に，なにかの原因で迎角が大きくなったとすれば，風圧中心が前のほうへ移動するから，迎角がますます大きくなるように作用する。反対に迎角が小さくなったとすれば，同じ理由で逆の作用をするのである。主翼だけで風圧中心と重心とを一致させてつりあいを保たせようとしても，上のようにそのつりあい状態は非常に弱い不安定なものである。このように弱いつりあい状態を安定させる役目も，水平尾翼の働きの一つである。

それならば，水平尾翼があると，どうして模型飛行機が一定の姿勢を保って飛行することができるのかといえば，それは，たとえば，今つりあい姿勢で飛行している模型飛行機が，なにかの原因で上向きの姿勢になったとしよう。そうすると，水平尾翼も同時に上向きとなり，迎角が大きくなる。したがって，水平尾翼に発生する上向きの力が大きくなる。もし，それまで下向きの力が働いていたとすれば，その下向きの力が小さくなる。この上向きの力は，重心よりずっと後のほうに働くのだから，てこの原理によって尾翼を持ち上げる作用，すなわち，模型飛行機の尾部を持ち上げる作用が大きく，たとえ小さな力であっても，模型飛行機の姿勢を元へもどそうとする作用が大きく働くのであ

る。逆に下向きの姿勢になった場合でも，まったく同様にして模型飛行機の姿勢を元へもどそうとする作用が大きく働き，つりあい状態を安定させる働きがある。

平たく言えば，なんでも風の方向になびくように，水平尾翼も風の方向になびくのである。このように流れの方向になびく性質，すなわち，つりあいを保とうとする性質は非常に強く，言いかえれば，安定度がきわめて強いものである。

ここでちょっと注意しておきたいことは，このように風の方向に水平尾翼がなびくといえば，水平尾翼の迎角が常に0であるかのごとく思い違いをすることである。前にも述べたように，頭の重い模型飛行機では，水平尾翼には負の（下向きの）力が働き，尾の重いものでは，反対に正の（上向きの）力が働いていることを忘れてはならないのである。

さて，模型飛行機やグライダーが波状飛行を始め，その波がだんだん大きくなってしまうことがある。これでは，まことに困るのであって，もしもなにかの原因で波状飛行を始めたとしても，その波の振り方がだんだん小さくなって行く性質，すなわち，波状飛行の振幅が減衰する性質を備えることが必要である。このように波状飛行の振幅がだんだん大きくなったり，あるいはだんだん小さくなる性質を**縦の動的安定**といい，これと区別して，前に述べたつりあい姿勢にもどろうとする性質を**縦の静的安定**という。

縦の静的安定は，たとえば，あるつりあいの姿勢を保って飛んでいる模型飛行機が，突風を受けて急に迎角が大きくなったとしよう。そうすると水平尾翼には上向きの力が働いて，大きくなった迎角を元へもどそうとする。このような場合は**静的安定**であり，元へもどそうとする傾向が起こらなければ**静的不安定**である。つまり，静的安定というほうは元へもどそうとする力が働くかどうかというだけで，それから先に波状飛行になろうと，その波の形がどうなろうと，そんなことに関係しないのである。

もし，この元へもどす力があまり強いと，突風によっていったん増加した迎角がだんだん減少し，元のつりあいの位置を通り越して，迎角が元のつりあいの状態のときより小さくなる。そうすれば，静的安定によって迎角を元のように大きくしようとする力が働く。このようなことを繰り返すことによって，進路が波状になるのである。

この波状飛行の波が，何回か繰り返している間に，だんだん小さくなって減

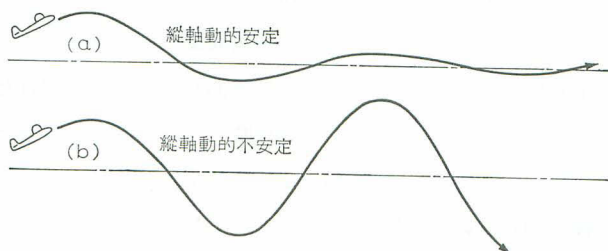



図 2-9

衰してしまう場合（図2-9(a)）を動的安定が正である，または単に動的安定であるといい，図2-9(b)のように，波がだんだん大きくなるような場合を動的安定が負である，または動的不安定であるという。もちろん，模型飛行機は動的不安定であっては困るのである。どうしても縦の動的安定は正でなければならないのである。

模型飛行機に動的安定を与える役目を受け持つのはやはり水平尾翼である。水平尾翼を日本の「うちわ」にたとえて考えてみよう。模型飛行機が重心を中心として前後に（頭を上げたり下げたり）ゆれたとすれば，水平尾翼はちょうど（うちわ）のように上下にばたばたと動くわけである。手で「うちわ」をばたばたやると，「うちわ」に当たる空気の抵抗を手に感じ，長く続けると疲れてくるが，模型飛行機も同じように，ゆれながら水平尾翼という「うちわ」をばたばたやって，しまいには疲れてきて波状飛行が止ってしまうというしだいである。

この場合「うちわ」の大きさは水平尾翼の面積に，柄の長さは模型飛行機の胴体の長さに相当すると考えよう。「うちわ」で風を送るには大きさも相当で，柄の長さも適当に長いほうが使いやすい。模型飛行機でも同じことで，縦の動的安定を充分に与えるためには，胴体の長さ，詳しくは，重心から尾翼の風圧中心までの距離，すなわち，**モーメント・アーム**をできるだけ長くする必要がある（**図2-10**）。水平尾翼の働きは，その面積と重心から尾翼までの距離とが相まって現われるものであり，特に波状飛行を減衰するためには，面積を増すよりも，むしろこの距離，すなわちモーメント・アームを大きくしたほうが，はるかに効果が大きいのである。

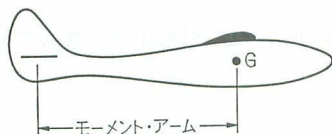



図 2-10

▶(5) **模型飛行機のつりあい**　模型飛行機のつりあいを考える場合には，上に述べたように，力のつりあいを考える場合でも，揚力は主として主翼，尾翼に働き，抗力は翼以外に胴体，脚などに働くのであって，重力を除いてはこれらの力が作用する点は，一般に重心ではないし，推力も重心を通る力ではないから，力のつりあいのほかにモーメントを考える必要がある。

一般に物体に力が働くとき，力の作用する方向，すなわち，作用線が重心を通らない場合は，物体は重心の回りに回転しようとする。すなわち，力のモーメント（力×作用線の腕の大きさ）が作用する。そこで，模型飛行機に働く四つの力と重心の関係が**図2-11**のようであるとして，この場合のモーメントを考えてみる。機首を下げる向きのモーメントを正にとると，

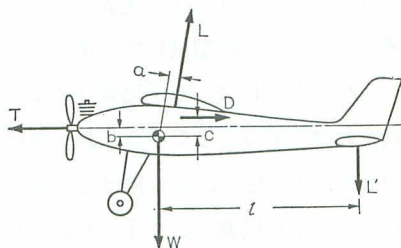



図 2-11

主翼に働く空気力Lによるモーメント　　　　　　$+aL$

プロペラ推力によるモーメント $+bT$

主翼・尾翼以外の抗力 D によるモーメント $-cD$

尾翼に働く空気力 L' によるモーメント $-lL'$

の4モーメントを合計したものが,

$$aL+bT-cD-lL'=0 \quad \cdots\cdots (2.1)$$

なることが, モーメントのつりあいの条件である。

力がつりあっている上に, モーメントもつりあっておれば, 模型飛行機の姿勢が変わらないから, 同じ運動を続けることができるのである。すなわち, 水平直線飛行をしているものは, いつまでも同じように水平直線飛行を続けるのである。

上の四つのモーメントのうち, プロペラ推力 T によるモーメントと, 主翼・尾翼以外の抗力 D によるモーメントとは, その作用線の腕(重心からの距離)の大きさが小さいから, あまり問題としなくてもよいが, けっきょく最も問題になるのは主翼のモーメントと尾翼のモーメントとである。

まず, 主翼のモーメントについて考える。$+aL$ が迎角 α に対してどう変化していくかを調べる。そのためにモーメントを空気の動圧 q で割った値を用いるのが便利であるから, aL/q と α との関係をある模型飛行機について調べると図2-12のような結果になる。迎角 α の小さいところでは, 機首を下げるほうに作用し, 迎角 α が大きいところでは逆に機首を上げるほうに作用する。その中間のある迎角(図では6度)では, モーメントが0であるから, 主翼による回転作用は起こさないが, 迎角がこれよりちょっとでも増加すれば, 機首を上げるモーメントとなり, 迎角はますます大きくなる。逆にちょっとでも減少すると, 機首を

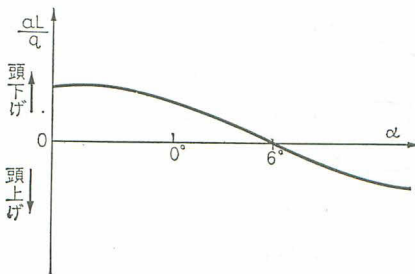



図 2-12

下げるモーメントとなり，ますます迎角を小さくする。すなわち，迎角が変化した場合に，元の状態にもどそうとするモーメントが作用しない。のみならず，反対に元の状態から遠ざけるようなモーメントが作用するから，主翼のみの場合はまったく不安定である。

このことは，木の葉が落ちるさまや飛行機からまいたビラが，ひらひら舞い落ちる様子がそれである。

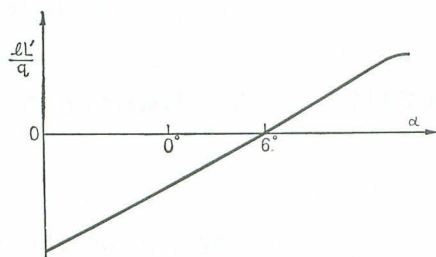
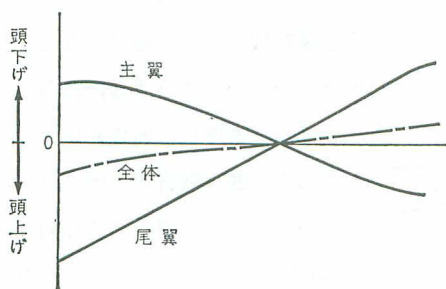



図 2-13

次に水平尾翼について同様のグラフを作ると，**図2-13**となる。迎角αの小さい間は機首を上げるように作用し，αの大きいところでは機首下げの作用がある。そして同じようにその中間のある迎角でつりあっているのである。このつりあいの迎角から，ちょっとでも大きくなれば，機首を下げて迎角を減らそうとするモーメントが起こり，逆に小さくなれば，機首を上げて迎角を増加するようにモーメントが起こる。すなわち，迎角が変化した場合には，常に元の状態へもどそうとするモーメントが作用するのである。

図 2-14

そこで，主翼だけでは不安定であるが，非常に安定のよい尾翼を組み合わせることによって，全体の安定を得ようというわけである。**図2-14**に両モーメントを合成して得られる全体のモーメントの線 ── ─ ── が示されている。

さて，全体の安定性は，主翼と尾翼との安定さの程度によって三通りが考え

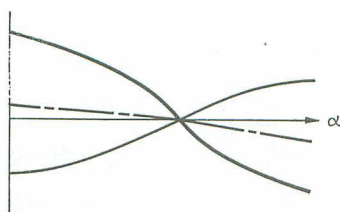



図 2-15

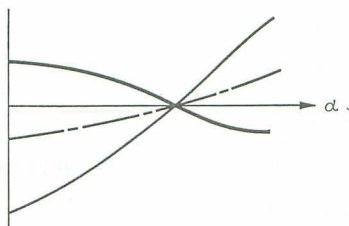



図 2-16

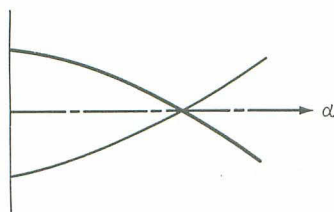



図 2-17

られる。第1番目には，全体の—— — ——線が図2-15のようになる場合で，機首が上向くと，ますます迎角が大きくなるように作用する，不安定な場合。

第2番目には，図2-16の—— — ——線のように機首が上向くと，それを押えて元へもどそうとする，安定な場合。

第3番目は，機首が上がっても下がっても，元の状態へ返そうとする性質も，不安定な性質も現われない，まったく中性の場合とである(図2-17)。

図2-16のような安定なことが，模型飛行機にとっては最も重要な点となるのである。自由飛行型の滞空機ではもちろんそうであるが，操縦するラジオ・コントロール機でも全機として安定であれば危険がなく楽な操縦が行なえるというものである。

実際は主翼の影響（洗流角によるものや航跡によるもの）やプロペラの回転による後流の影響などが尾翼に起こり，そのために模型飛行機の姿勢が変わってくるし，プロペラの回転状態で，もちろん影響が出るだろうから，そのために尾翼のモーメントが変わり，全体のモーメントが変わり，安定性も変わってくるが，どんな飛行状態であっても模型飛行機は安定でなければならない。

すべての力がつりあい，モーメントがつりあい，その上に安定でなくてはならないのである。◀

無尾翼機　無尾翼機の話を進めるに当たって，前にもちょっと触れたよう

に，水平尾翼の役目をするものがまったく無いわけでなく，主翼の一部分がその代理をしているのであるから，水平尾翼の働きについて，より深く理解していなければならない。それで水平尾翼の働きをひとまとめにしてみると，

(1) 縦のつりあい－風圧中心と重心とが合わない場合，詳しくは，主翼の空気力が重心を通らない場合，上向きまたは下向きの力を生じてつりあいをとる。

(2) 縦の静的安定－なにかの原因でつりあい迎角からはずれたとき，元のつりあい迎角にもどそうとするモーメントを生ずる。

(3) 縦の動的定安－縦の波状運動を減衰させる。

である。これだけ重要な役目を持った水平尾翼が無かったら，模型飛行機は飛びそうにないのだが，折り紙飛行機も，無尾翼機も水平尾翼らしいものが無くても，立派に飛んでいるのである。

主翼だけでは安定を保つことができないということは事実である。実際に作って証明することも容易である。

前に述べたように，水平尾翼の静的安定は非常に強く，主翼の静的不安定を打ち負かせて，全体の静的安定を保っている。そこで，この静的安定の強い水平尾翼を，次第に重心に近づけていったらどうなるかというと，水平尾翼の静的安定はどんどん減少してくるが，前縁のところまできてもまだ安定性は失われない。ところが，水平尾翼の翼弦の25％あたりにくると，水平尾翼の安定度が0，すなわち，安定が中立となって，迎角が変わっても，つりあい迎角にもどろうとしない。つまり，増加する方向へも，減少する方向へも作用が起きず，さらに重心を後方へくるようにすれば，不安定になってしまうのである。

風圧中心の移動がどんなに激しい翼型を用いても，翼弦の25％あたりより前のほうに重心を置けば，その翼自体でつりあいを保つ能力はあるわけだが，風圧中心よりずっと前へ重心がくれば，重心の回りのモーメントが大きくなり，たちまち前のめりにひっくり返ってしまうのである。

そこで，無尾翼機の場合には，重心を前方へ置くと同時に，合成される風圧中心を前方へ移動して，最終の風圧中心と重心とを近づける工夫が必要である。

それにはいろいろの方法が考えられるが，**図2-18**のように，翼に**後退角**を与えるとともに，**ねじり下げ**を与えることが，最も普通に行なわれる方法である。ねじり下げというのは，翼の中央から翼端へ行くにしたがって，迎角を次第に減少するように，翼をねじるのである。そうすれば，翼端部の言いかえると後方にある翼部の揚力が小さくなり，それら各揚力を合成してできる合力の作用する，いわゆる最終的な風圧中心はねじり下げの無い場合より前進することになる。したがって，上にも述べたように，重心をそこに置くか，それより前のほうに置けば安定は保つことができるが，風圧中心と重心と一致するだけでは安定でないことは前にも述べたとおりである。このことは，見方を変えて，ねじり下げの部分が，水平尾翼の役目を代理していると考えれば，図2-2(b)の状態と同じになるのである。

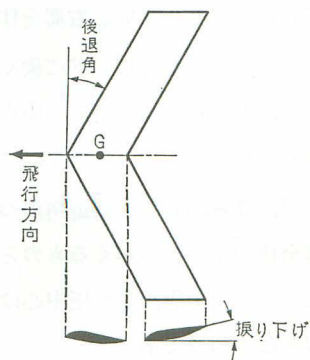



図 2-18

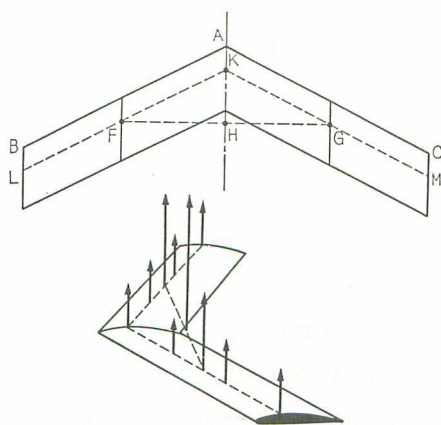



図 2-19

後退角を有する翼の風圧中心を調べるために**図 2-19** のように，中央から翼端まで同じ翼弦で後退角を有する翼，つまり，矩形翼を斜めに後へずらせたような翼につ

いて調べてみよう。翼の断面は皆同じ翼型であって，迎角も同じ，すなわち，ねじり下げは無いものとしてである。今この翼型，迎角ではたとえば，各翼素の40%のところK，L，M…に風圧中心があるとする。そうすると風圧中心は点線 $\overline{KL}$, $\overline{KM}$ のところにある。したがって，左翼全体としては，ABを二等分する線において翼弦の風圧中心Fに集まっていると考えてよい。右翼全体としては，同様にGに集まっていると考えてよい。そうだとすれば，Fに働く揚力の合力と，Gに働く揚力の合力とを合成すると，F，Gを結ぶ直線の中点Hに作用する力となる。すなわち，全体の風圧中心がHであることになる。

このことは，考えればなんでもないことであるが，うっかりして後退角がついているのを忘れて，中央断面の風圧中心Kに翼全体の風圧中心がくるものと思い違いをして重心をKの付近へくるようにしたとすると，実際の風圧中心はずっと後方のHであるから，頭の重い模型飛行機となるわけである。

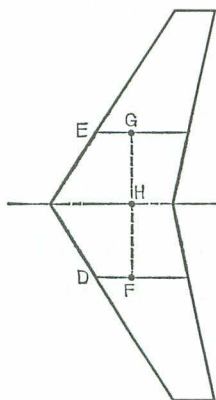



図 2-20

もう少し詳しく調べると，たとえ翼弦が一定で，翼型が同じであっても，力の働き方は一様ではなく，中央で最も強く，翼端へ行くにしたがって弱くなっているから，片側の風圧中心は F, G よりやや中央寄りとなり，翼全体の風圧中心はHより少し前のほうに寄っているのである。しかし，この差は非常に小さく，模型飛行機の設計の場合は無視して，Hであるとしてもさしつかえない。いずれにせよ，後退角を有する翼の風圧中心は，中央断面翼型の風圧中心より後にあることに注意すべきである。

翼弦が中央から翼端に向かって減少している**先細翼**（**テーパー翼**ともいう）でも，同様に片側の翼の面積を二等分する D, E を求め，その翼弦における風圧中心F，Gを求める。F，Gを結ぶ直線と中心線との交点として，全体の風圧中心Hを求めるのである（**図2-20**）。実験してみると，この場合は翼弦が一定

な翼とは反対にHよりやや後のほうへくることを注意しておこう。

そこで，前に述べたように，ねじり下げをつけると，翼全体の風圧中心が前進する。したがって，重心を前のほうへ持ってくることができ，縦安定がよくなるのであるが，ねじり下げ無しでは，決定的な縦安定を得ることはできない。すなわち，水平尾翼の役割を演ずるものなしに，主翼のみでは不安定であるから，重心を前のほうに置いて，ねじり下げをつけることにより主翼の一部（翼端部）に水平尾翼の役目を受け持たせ，図2-2(b)の関係を保ち，縦安定を保つのである。

プロペラの推力線と後流　縦のつりあいや縦の安定は，重心と風圧中心との関係位置でだいたい決まってしまうものであるが，プロペラが働いているときと，働いていないときとでは少し違ってくるものである。

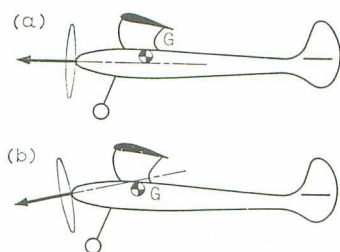



図 2-21

プロペラが働いていると，模型飛行機を引っ張る推力は，プロペラの回転軸の方向に作用する。この推力の作用する線を**推力線**という。そこで，この推力線が**図2-21**(a)のように重心より下にあればプロペラが回転して推力が働いている間は，重心と風圧中心との関係が良くても，この模型飛行機には上向きのモーメントが作用する。したがって，プロペラを回転させないで，推力0の状態でつりあいがうまくとれている模型飛行機であっても，プロペラを回転して推力を生ずると，上向きのモーメントが作用するから，迎角は大きくなり，ややもするとその模型飛行機は垂直に立ってしまい，失速状態になるか，宙返りを起こすことになるのである。ゴム動力機では，飛行の初期はゴムの勢いが強いので，上向きのモーメントの作用も強く，ゴムがほどけるとともにだんだん弱くなり，ついに0となるのであるから，上のような模型飛行機であれば，飛行の初期に宙返りをしたり，失速状態になっ

たりし，後半になってようやく普通の飛び方をするようになるのである。

このようなことを防ぐためには，図2-21(b)のように，推力線の向きを下向きにして，推力線が重心を通るか，重心の上のほうを通るようにすれば，このモーメントが0となるか，反対に下向き，すなわち頭下げのモーメントとなり，推力が強い場合でもつりあった状態で飛行するようになってくるのである。このように，推力線を下向きにすることを**ダウン・スラスト**をつけるという。

推力を出すために，プロペラを回転すると，プロペラの後の空気の流れがいろいろ影響を起こすのである。

模型飛行機を手で押さえて，プロペラが回転すると風が起こり，このような空気を押しやって風を起こす反作用として推力が生ずるのであるが，飛行中でも空気を押しやることは，いくらか少ないが，同じである。したがって，**図2-22**にあるように，プロペラの後の部分（斜線の部分）は，外の部分より空気の流速が大きいのである。つまり，プロペラの後の流れ（**プロペラ後流**）が当たらない部分は，模型飛行機の飛行速度と等しい速度で風が当たっているが，プロペラ後流にはいる部分，たとえば，尾翼などには，飛行速度よりも約1割くらい大きい速度の風が当たるのである。したがって，後流にはいる部分は，プロペラが回転しているときには，回っていないときに比べて，揚力や抗力が大きくなるわけである。

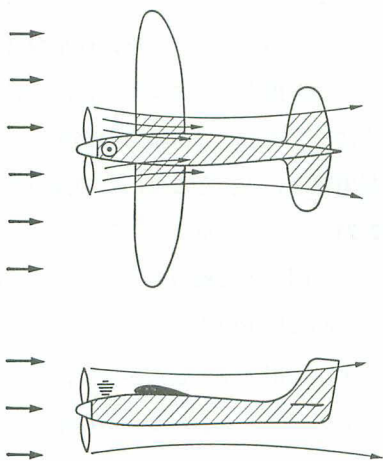



図 2-22

この影響を最も著しく受けるのは，水平尾翼と垂直尾翼とである。垂直尾翼のことはあとで述べるとして，水平尾翼に働く力が上向きになるか，下向きに

なるかは，主翼の風圧中心と重心との関係位置によって決まるのであるが，重心が比較的後のほうにあるもの（図2-2(a)）では，水平尾翼に上向きの力が働いてつりあっているから，プロペラが回転している場合には，その後流の影響で水平尾翼の上向きの力が増加して，模型飛行機は頭を押えられる傾向が現われる。したがって，主翼の迎角を小さくする傾向が現われる。プロペラの回転が止まると，水平尾翼の上向きの力は，プロペラが回転しているときよりも小さくなるから，主翼の迎角を大きくする傾向となる。このような傾向，すなわち，つりあいの変化は，模型飛行機にとってはまことに都合のよいもので，動力飛行中はややもすれば，頭を上げて宙返りや直立して失速しようとする傾向を逆に押さえて，飛行速度を大きくし，滑空飛行にはいると迎角が大きくなって，揚抗比が大きい状態で，飛行速度も小さいつりあい状態で飛行することになるのである。重心を後のほうにして，水平尾翼に揚力の一部を負担させることは，プロペラ後流をうまく利用して効果をあげるわけである。

重心が前のほうにあって，水平尾翼に下向きの力が働いているものでは，つりあいの変化が反対になるので，模型飛行機ではあまりうれしいことではない。

もともと，縦安定からいえば，重心を前のほうに置いて，水平尾翼に下向きの力を与えるほうが有利なのだが，模型飛行機でわざわざ後退させて，安定性を幾分犠牲にしているのは，上に述べたような理由によるものと思われる。しかし，このことは自由飛行型の滞空競技機の場合に主としていえることで，Uコントロール機やラジオ・コントロール機のように，大部分が動力飛行であるような場合には，またその目標によって，たとえば，スタント機では操縦性を大きく考慮するというように，模型飛行機に要求する性能の主眼点は変わってくるはずである。したがって縦安定の問題も見方を変える必要があるのは当然のことである。

最近の滞空機では，重心を特に後のほうに置き（たとえば80～100％），水平

尾翼に揚力を負担させるものが多い。

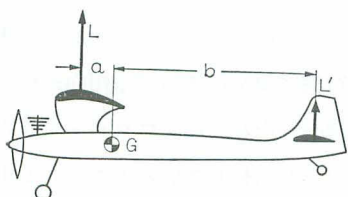



図 2-23

このように主翼と水平尾翼とが協力して揚力を負担する場合，その負担し合う割合は，重心から風圧中心までの距離に反比例する。**図2-23**において，

$$aL=bL' \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (2.2)$$

が成り立つように負担するのである。たとえば，重心Gが後退したとすれば，a が大きくなり，b はそれだけ小さくなるから，水平尾翼の負担はそれだけ大きくなるのである。

このように，重心を特に後のほうに置いて，水平尾翼の負担を大きくする場合は，その翼型に平板や対称翼型でなく，主翼に用いる翼型と同じもの，たとえば，クラークＹなどを用いることがある。これを俗に**揚力尾翼**というのである。しかし，水平尾翼に揚力を持たせるために，クラークＹのような翼型を必ずしも使う必要はない。平板翼でも対称翼型でも取付角を正にしてやればよいのである。クラークＹのような翼型を使うと，取付角が０度でも揚力が発生するし，製作の場合も都合がよいせいもあるのだろうけれども，迎角もその程度が良いからでもある。

さてここで，この水平尾翼の迎角について，注意しなければならないことがある。水平尾翼は主翼の後にあるのが普通である。ところが主翼の後の空気の流れが，主翼のために **図 2-24** のように進行方向に対して幾分下向きになっているのである。これは主翼の両翼端から出るうず（図1-19参照）によって気流が下向きに曲げられるためで，この下向きの角度を**洗流角**という。この洗流角のために，水平尾翼の迎角の実際は小さくなっているのである。水平尾翼の取付角は模型飛行機の

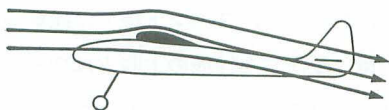



図 2-24

進行方向に対した迎角を予想したものであったが，実際の迎角は洗流角のためこの予想した迎角より小さくなるのである。たとえば，水平尾翼が胴体の中心線に対して取付角0度で取り付けられ，この中心線の方向に飛行している模型飛行機では，水平尾翼の迎角は0度である。したがって，水平尾翼が対称翼ならば，上下方向の力も0であるように思われるが，実際には洗流角のために，負の迎角になっている。言いかえれば，斜め上から風を受け，下向きの力が働いているわけである。すなわち，洗流角に等しいだけ迎角が負角になっているのである。

洗流角は，主翼の迎角が大きくなるほど大きくなり，また縦横比（翼の長手の方向の長さの翼弦に対する比）に反比例するものである。模型飛行機の洗流角は，だいたい2～3度くらいのものである。このことは縦のつりあいを考える場合に，ぜひ覚えておかなければならないことである。

水平尾翼容積　縦のつりあい，縦の安定に対して風圧中心と重心との関係位置について述べてきたが，しからば，実際にどう決めたらよいか，重心位置を主翼の前縁から何%のところにとったときが最も有利であるか，ということが問題である。

重心を風圧中心の真下に持ってくるのが，最も無難のように思われる。初級のライト・プレーンでは重心を翼弦の⅓（33%）あたりにするのが普通であるが，より高級なゴム動力機やエンジン機の滞空競技機では，重心を60～90%にとったものが多い。そうすれば，当然の結果として，重心は主翼の風圧中心より後方にくるのであるから，前に述べたように，揚力尾翼が必要となる。重心が後方へ行くほど，尾翼に負担させる揚力は多くなることはいうまでもないことである。

ただ，この場合注意しなければならないことは，重心を後方へ移すにしたがって，模型飛行機の安定度は小さくなり，ある所までくると，不安定に陥ってしまうことである。滞空競技機で重心を後退させることが流行し出すと，ただ

やたらに，後退させればよいと思う人があるようだが，後退しすぎて不安定になっているのをよく見かけるのである。手投げテスト飛行をする場合は好調と思われる模型飛行機が，調子良く上昇して行ったと思うとだんだん頭を下げ始め，動力飛行のまま地球へ向かって突っ込んでしまう，いわゆるパワー・ダイブにはいってしまうとか，動力飛行から滑空飛行に移ったと見える途端に，ガックリと頭を下げそのまま突っ込んでしまうというような現象は，すべてこの種の不安定による現象である。

そこで，重心の位置を選定するには，水平尾翼の安定の働きの程度をよく調べ，それに応じた位置を定めるべきである。水平尾翼の安定度を調べるには，主翼および水平尾翼のモーメントから導かれる**水平尾翼容積** V_h といわれるものによればよい。それは次式で求められる。

$$V_h=\frac{S_h}{S}\cdot\frac{l}{t} \qquad (2.3)$$

ただし，S_h は水平尾翼の面積，S は主翼の面積，l はモーメント・アーム（図2-11の l），t は空力平均翼弦である。

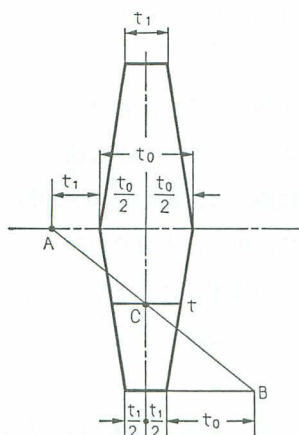



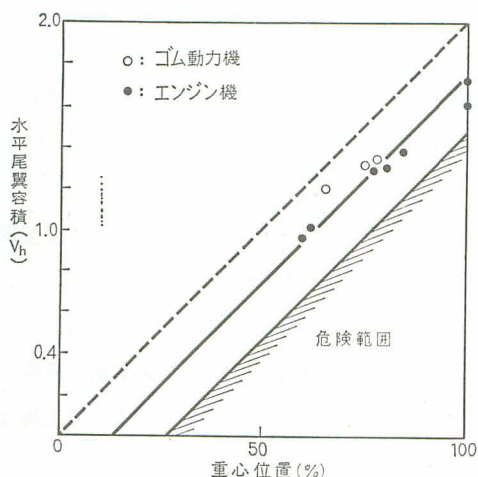
図 2-25

空力平均翼弦は**図2-25**のように，中央の翼弦 t_0 に翼端の翼弦 t_1 を加えてA点を作り，翼端の翼弦 t_1 に中央の翼弦 t_0 を加えてB点を作る。ABを結び，翼の中心線との交点Cを求める。C点を通る翼弦 t が求める空力平均翼弦である。

優秀な機体の水平尾翼容積を調べてみると，1.0〜1.6である。これに対する重心位置は**図2-26**から求めるのである。

以上は自由飛行型の滞空競技機の場合であって，Uコントロール機やラジオ・コントロール機では操縦性を考え，重心を25%より前のほうに置くのが普通である。重

図 2-26

心を前のほうに置くほど操縦しやすくなり，水平飛行などが行ないやすいからであって，Uコンのスピード機などでは，重心がほとんど前縁の近くにきているものもある。

重心の位置をだんだん後のほうへ移してくると，前に述べたように，安定度が小さくなり，ついには不安定となる。それにもかかわらず，自由飛行型滞空機ではなぜわざわざ不安定な危険をおかしてまで重心を後退させるのか。それは，揚力尾翼のところで述べたことであるが，二つの大きな理由によるのである。

第一は安定の役目をするだけで，むしろ抵抗となるだけの水平尾翼に揚力を持たせれば，水平尾翼が主翼の手助けをすることになり，主翼の面積が増加したことと同じ効果となること。

第二は，水平尾翼に揚力を持たせれば，動力飛行中はプロペラ後流によって，その揚力が増加し，宙返り飛行になることを防止し，動力が止まり，滑空飛行となると水平尾翼の揚力が動力飛行の場合より減少し，機首を上げる傾向を保ち，ゆっくり滑空飛行することによるのである。

揚力尾翼について　水平尾翼はもともと，飛行機や，グライダーの縦のつりあいと安定をつかさどるのが役目である。したがって，水平尾翼の翼型には対称翼型を使用する。その結果，主翼のように機体の目方を支える揚力は発生しないのが普通である。しかし，翼であってみれば，主翼のように，揚力を発生させて，機体の目方の一部分を支えて，主翼の手助けをさせることができる

はずである。このような目的に合う構造の水平尾翼を揚力尾翼ということを上に述べたが，対称翼型の水平尾翼でも，迎角をプラスにすれば，当然揚力を発生する。これも広い意味では揚力尾翼というべきであるが，普通は水平尾翼の翼型に主翼と同じような矢高のある翼型を用いたものを，特に揚力尾翼ということも上に述べた。

このような揚力尾翼は実用の飛行機やグライダーには全く見られず，模型飛行機や模型グライダーにのみ見られるもので，模型独特のものといってよい。このような方法を用いるようになった理由は，その競技規則にあると考えられる。すなわち，全備重量を主翼面積（水平投影面積）で割った翼荷重の制限からきたものである。計算外の水平尾翼に揚力を発生させることによって主翼面積を増加させたことと同じ効果をねらったものである。

揚力尾翼のもう一つの効果は，プロペラ後流による効果をねらったものである。すなわち，動力飛行中は頭をおさえ，滑空に移ると頭を上げる効果が発生する。

ところが，水平尾翼に揚力を発生させて，目方の一部分を負担させようとすれば，重心を後退させなければならない。重心を後退させると不安定になる。重心を後退させて安定を良くするということは，なかなかむずかしいことで，重心の簡単な発見方法が見当らない。優秀機の重心位置と水平尾翼容積との関係をグラフ（図2-26参照）にして，このグラフから重心位置を推定し，調整を繰り返すことによって重心位置を決定するというやり方をしてきたが，試験飛行を行なう前に計算によって重心位置を決定する計算式を誘導してみよう。

水平飛行の場合の風圧中心を25%として，翼弦に対する x%を計算する式は

$$x=25+100\frac{a}{t} \qquad (2.4)$$

である。64頁の（2.2）式から

$$a=l_h\frac{L'}{L} \qquad (2.5)$$

であるから，この a を代入すれば

$$x=25+100\cdot\frac{l_h}{t}\cdot\frac{L'}{L} \quad \cdots\cdots (2.6)$$

が得られる。

L'/L は翼型の項（10頁）で述べたことから，

$$\frac{L'}{L}=\frac{C'_L}{C_L}\cdot\frac{S_h}{S} \quad \cdots\cdots (2.7)$$

となる。(2.7)式を(2.6)式に代入して

$$x=25+100\cdot\frac{C'_L}{C_L}\cdot\frac{l_h}{t}\cdot\frac{S_h}{S} \quad \cdots\cdots (2.8)$$

が得られる。$l_h/t\times S_h/S$ は水平尾翼容積 V_h であるから，(2.8)式は

$$x=25+100\cdot\frac{C'_L}{C_L}\cdot V_h$$

となる。この式によれば，重心位置を揚力係数の比と水平尾翼容積とから算出することができる。

ここで注意しなければならないことは，揚力係数 C_L, C'_L を決定する場合に，主翼による洗流角のことを忘れてはならないということである。また，この式で得られた%は計算によるものであるから，すべての部分が設計どおりにできあがっていることが必要である。もし，幾分でも狂いがあるとすれば，それは，調整を繰り返すことによって決めるより仕方がないことで，試験飛行を根気よく繰り返し繰り返し行なって決めることが，最も有利な方法と思われる。せっかく，計算によって決めた重心位置を，試験飛行によって動かすことは変に思われるが，このことは，手造りの致しかたのないところであろう。

§2.3. 横のつりあいと安定

模型飛行機を真正面から見ると図2-27(a)のようで，Z 軸に対して左右対称の形をしている。また，真上から見ると(b)のように，X 軸に対して左右対称の形をしている。ところが，真横から見ると(c)のようになり，(a)，(b)のように，Z

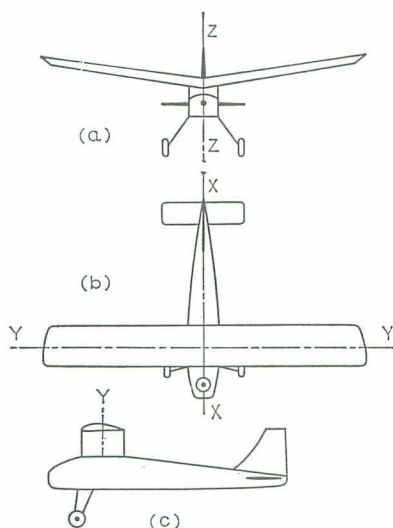



図 2-27

軸，X軸のような対称軸を引くことができないのである。前に述べたように，横から見た場合の各部の力のつりあい，すなわち，縦のつりあいがむずかしいのは，このような対称形でないからでもある。

横のつりあい(真正面から見たとき(a)の力のつりあい)や，**方向のつりあい**(真上から見たとき(b)の力のつりあい)は，もともと左右対称形をしているから，縦のつりあいのむずかしさに比べて，ずっと楽なはずである。

プロペラが回転すると，それによる影響がいろいろ出てきて，問題が複雑になるので，まずそういう心配のない場合，たとえば動力飛行を終わって滑空飛行する場合，または，グライダーの場合について考えることにし，動力飛行の場合はそのあとで考えることにしよう。

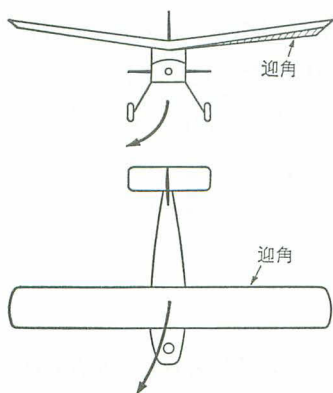



図 2-28

さて，実際に作って滑空飛行させてみると，大抵の場合，まっすぐに飛行せず，左か右へ曲がってしまうものである。これは言うまでもなく，左右が完全に対称になっていない証拠である。

左右対称にならない原因はいろいろあるが，その中で最も多く見かけるのは，左右の翼がねじれて，左右の迎角が同じでない場合である。たとえば**図2-28**のように左の

翼（前から見て右のほうの翼）の迎角が大きかったとすると，これは一般に矢のように，右へ曲がって飛行するはずである。すなわち，左翼の揚力が大きいから，左翼が上がり，右へ傾くから，右へ旋回する。

胴体が曲がっていたり，垂直尾翼の取り付け方が対称軸上でなかったりする場合も，左右対称ではないから曲がった飛行をするわけである。

垂直尾翼の働きは，方向のつりあいに対して，ちょうど水平尾翼の縦のつりあいに対する役割と同じような役目である。弓矢の矢羽のように，模型飛行機の機首を空気の流れの方向に向けようとするものである。たとえば**図2-29**のように，速度Vで飛行していて，なにかの原因で機首を左の方へ向けたとする。そうすると，垂直尾翼は左側へ迎角を持ったことと同じであるから，左向きの力が働き，尾部を左へ押す力となる。すなわち，機首を右へ向けようとする作用が生ずる。反対に機首が右のほうへ向けば，垂直尾翼には右向きの力が働き，機首を左のほうへ向けようとする。つまり，機首を常に空気の流れてくる方向，すなわち風上のほうへ向けようとする傾向がある。この傾向を**方向のつりあい**という。また，風見の矢に似ているところから**風見安定**ということもある。

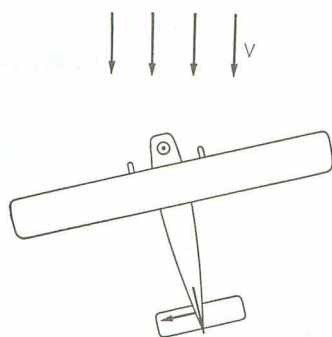



図 2-29

垂直尾翼の第二の働きは，水平尾翼の場合の「うちわ」の作用と同じものである。模型飛行機が重心の周りに機首（または尾）を左右に振る運動，これを偏（かた）ゆれ運動（ヨウイング）というが，この偏ゆれ運動を減衰する働きをするのである。模型飛行機が偏ゆれ運動を起こすと，尾翼を左右に振ることになるから，垂直尾翼には横方向の風が当たる。これに前進しているための風との合成風が実際は当たることになる。その結果，合成風に対して垂直尾翼は迎角を持

つのであるから，運動の方向と逆向きの力が働き，偏ゆれの勢いを鈍らせることになる。

この安定度の程度を調べるには，水平尾翼の場合の水平尾翼容積 V_h と同じような**垂直尾翼容積** V_v によると都合がよい。V_v は次式で与えられる。

$$V_v=\frac{S_v}{S}\cdot\frac{l_v}{b} \quad \cdots\cdots (2.9)$$

ただし，S_v は垂直尾翼面積，l_v は重心から垂直尾翼の風圧中心までの距離，すなわち，垂直尾翼のモーメント・アーム，S は主翼面積，b は主翼翼幅である。

模型飛行機では，この V_v は 0.045～0.065 が普通であって，設計の場合は V_v がこの値になるように，S_v を決めていくのである。

水平尾翼で問題となったプロペラ後流は，別の理由で垂直尾翼にとっても問題である。

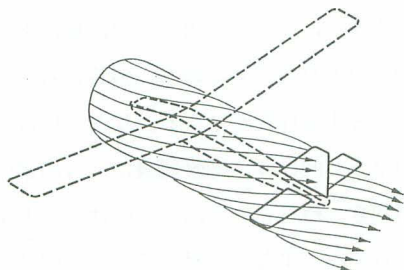



図 2-30

プロペラ後流は，ロケットのように空気をまっすぐに後のほうへ押すだけであれば，流速が大きくなるだけで，垂直尾翼にとってはそれほどの問題は起きないが，プロペラは回転しながら空気を押しているのであるから，その後流は**図2-30**のように，ねじれながら流れて行くのである。これは扇風機の前に紙テープをなびかせてみるとよくわかることで，このねじれた流れが尾翼に当たるのである。水平尾翼の場合は左側に下から当たり，右側は上から当たる傾向であって，機体を右回りに回そうとする力が生ずる。しかし，これはプロペラの回転の反作用とちょうど反対向きの回転であるから，幾分相殺する作用となるので悪い影響とはならないが，垂直尾翼が図2-30のように胴体の上側にあれば，図のように左側から風が当たることになり，垂直尾翼を右のほうへ押す力となる。すなわ

ち，機首を左へ振る傾向を生ずるのである。その結果模型飛行機は左回りの傾向を持つことになる。

都合の悪いことに，この傾向は，プロペラを回転するための反作用（あとで述べる）による左旋回の傾向と重なり，模型飛行機の左旋回の傾向をますます助長することになるのである。

また，垂直尾翼に関して見逃せない**らせん不安定**というのがある。模型飛行機が横すべりを始めると，空気の流れが斜前のほうから吹きつけることになる。したがって，垂直尾翼に斜の風が吹きつける結果，たとえば，右斜前から吹きつけるとすれば，尾部を左へ,機首は右へ向けることになる。すなわち,機体の重心を中心として，水平面内で右旋回を起こすことになる。そうすると，左翼の速度はそれだけ大きくなり，右翼は速度が小さくなるのである。その結果として，左翼の揚力が増大し，右翼の揚力が減少する。したがって，機体は右へ傾き，ますます右横すべりを増大していく結果となる。これとは逆に左のほうへ横すべりしたとすれば，ますます左横すべりを助長することとなるのである(図2-29参照)。

もし，模型飛行機にらせん不安定の性質があれば，一度横すべりにはいるや否や，らせん降下にはいり，回復することができないまま，地球に向かって激突することになる。これは右回りのらせん降下にも，左回りのらせん降下のどちらへでもなることに特長がある。

この原因は垂直尾翼の面積が大き過ぎることにあるのであって，垂直尾翼の効果を大きくするために，その面積を大きくすることを直ちに考えがちであるが，モーメント・アームを大きくしてもよい。垂直尾翼容積の式 (2.9) からもわかることで，いずれを採用するかを考えると，当然後者を採ることが有利である。それは垂直尾翼の面積を大きくすれば，らせん不安定の傾向が強くなるが，モーメント・アームを大きくすれば，逆にらせん不安定を弱める効果が現われるからである。

ちょっと考えると，モーメント・アームすなわち，重心と尾翼との距離が大きければ，横すべりを始めた場合，ますます横すべり方向へ機首を向け，横すべりを助長するように思えるが，モーメント・アームを大きくすれば，機首を振るモーメントは大きくなるが，機首を振る運動を減衰させる力が強くなって安定してくる。また，同時に横安定・縦安定も性質が良くなるのである。

らせん降下をした場合に，ただちにらせん不安定によるものと速断してはならない。たとえば図2-27に示したように，主翼がねじれていて，迎角が左右対称でない場合にも，らせん不安定の場合と同じように，らせんを描きながら，高度を失っていくものである。したがって，早や飲み込みをすることなく，その原因をよく調べなければならないのである。

また，補助翼を使える実用機では，別の目的で垂直尾翼の面積を相当大きくしてあるので，その外観だけをまねて，うっかり垂直尾翼を大きくすると，とんでもない結果を招くことになるので，注意を要するところである。

上反角　実用の飛行機やグライダーと，模型飛行機や模型グライダーとを見比べたとき，最も違う点はどこかといえば，主翼の上反角である。模型飛行機や模型グライダーのほうはずっと大きい上反角になっている。

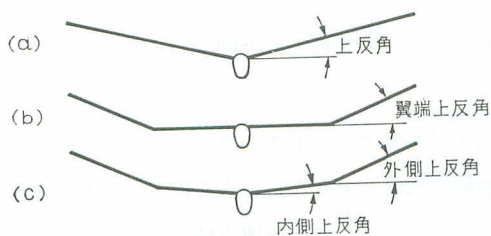



図 2-31

上反角というのは，正面から見て(図2-27(a))，上のほうへそっている角度のことである。模型飛行機に見られる上反角は**図2-31**のような3種類に分けられる。

(a) は1段上反角，(b)は翼端上反角，(c)は2段上反角という。

第2章 § 2.1. でもちょっと触れたが，模型飛行機が横に傾いて，つまり左翼か右翼を下げるような姿勢になったとき，それを直すのに，すなわち，横の

安定を保つためにぜひ必要なものが上反角である。

なにかの原因で，たとえば左翼を下げるように傾いたとする。そうすると模型飛行機は左へ横すべりをする。したがって，進行速度 v と横すべりの速度 V との合成された速度で，その方向へ進行する。ゆえに機首の方向と進行方向とはある角度 φ となる。この角度を**横すべり角**という(図2-32)。このように，左斜めに進行するから，左翼の迎角は上反角があるため，右翼の迎角より大きくなり，揚力も左翼のほうが大きくなり，模型飛行機の姿勢を元へもどすように作用する。この作用は横すべり角 φ が大きいほど大きいのである。この場合横すべりは水平にすべるのではなく，高度を失うように幾分下向きの方向にすべるのであるから，迎角の差はより大きく，揚力の差もそれだけ大きくなって，元へもどす作用も強くなるのである。このように，元へもどす作用を**上反角効果**という。あるいは**回復モーメント**ともいわれるものである。

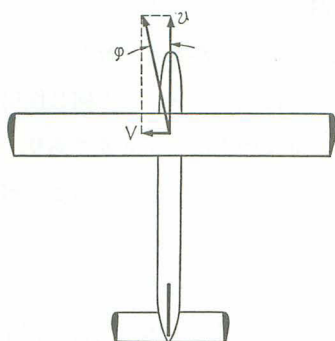



図 2-32

この回復モーメントは，翼と重心との関係位置によって違ってくる。左翼と右翼との揚力の差が図2-33のようになるものとし，また重心が翼より低い場合を考えると，$\overline{AD}$ と $\overline{A'D'}$ との差によるモーメントは重心の高低には関係がないが，$\overline{AC}$ と $\overline{A'C'}$ との差によるモーメントは，重心が低いほどその効果は大きくなる。つまり，重心の低いほどこの回復モーメントは大きくなる。だが，$\overline{AC}$ と $\overline{A'C'}$ との差による回復モーメントは，$\overline{AD}$ と $\overline{A'D'}$ との差によるものよりはるかに小さく，重心の位置の影響

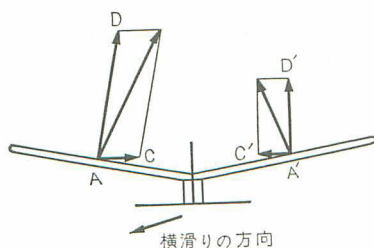



図 2-33

は思ったほど大きくないのである。

高翼と低翼とを比較して，横すべり安定の見地からは高翼のほうが断然まさっているのである。その理由として，上に述べた重心位置によるのだと考えられがちである。すなわち，高翼は重心が低いから横すべり安定が強いと思う人が多いが，風洞実験で調べてみると，翼と胴体との関係位置により，相互の干渉によるものであることがわかった。高翼では**図2-34**に示すように上反角をつけなくても回復モーメントがあり，翼だけで胴体無しで，この回復モーメントと同じ作用を持つには，5度の上反角が必要であり，低翼では9度の上反角が必要であることがわかった。すなわち，上反角効果は，胴体の大きさとその位置に関係することに注意しなければならない。たとえば，ライト・プレーンのように1本の角材を胴体とするような，胴体の側面積が小さい場合には，たとえ高翼型であっても，単独翼の場合と同じと考えるべきである。

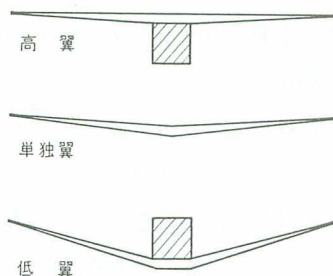



図 2-34

上のことから低翼は横安定の取りにくい型式であることがわかるとおり，上反角は低翼では大きく，中翼・高翼と翼がだんだん上へ行くにしたがって，翼と胴体との関係によって上反角効果が出てくるのであるから，低翼より中翼，中翼より高翼とだんだん上反角は小さくてすむ。

この上反角について図2-31に3種類をあげたが，(a) のように翼の中央から上反角が同じようについている場合と，(b)，(c)のように翼端に上反角がついている場合とでどう違うかという疑問が出ると思う。(b)のように，中央部分が上反角0度である場合を例として，構造上の問題はさておいて，空気力学的見地からその得失を考えてみよう。結論を先に言えば，翼端上反角のほうが，一段上反角に比べてねじり下げ効果が生ずるから有利である。その理由を説明する

ために，極端な場合を考えてみる。**図2-35**のように翼端を90度曲げた翼を考える。この翼端部は上反角としての効果はあまり期待できないが，迎角はどうかといえば，中央部分がどんなに大きな迎角となっても，翼端部は迎角は0度である。さて，一般の翼端上反角は，今の90度と上反角をつけない。すなわち，0度との場合の中間にあるわけである。したがって，迎角αは0度と中央部の迎角との中間の角度となる。すなわち，翼端部は中央部の迎角よりも上反角の分の割合だけ，小さな迎角となるのである。これはねじり下げと同じ効果となって，中央部分の迎角が大きくなって失速を起こしても，翼端部はまだ失速を起こさない状態が得られ，左右の安定が保たれるというしだいである。

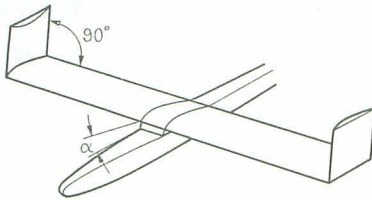



図 2-35

もしこれと反対に**図2-36**のような上反角の場合には，中央部よりも翼端部の有効迎角が大きくなって，翼端部から失速が始まり，いわゆる**翼端失速**の現象となり，ややもすると左右の安定を失い，危険な状態に陥ることとなる。模型飛行機では自身で安定を保たなければならないのであるから，翼端失速などが起きないようにすることが望ましいことである。

図2-36

さて，上反角を大きくすればするほど，横安定が強くなることは明かである。それだからといってあまり大きくしてはよくない。だんだん大きくしていくと，ついには妙なことが起こってくる。すなわち，必要以上に大きくすると，**ダッチロール**(蛇行運動)という尻を振るような妙な運動を起こす。そればかりでなく，だんだんと揚抗比が減少してしまうのである。それは水平飛行している場合を考えるとわかることで，図2-33を水平飛行にあてはめて考える

と，$\overline{AD}=\overline{A'D'}$，$\overline{AC}=\overline{A'C'}$ であって，水平方向の $\overline{AC}$ と $\overline{A'C'}$ は互いに逆向きで打ち消し合い，残るのは $\overline{AD}$ と $\overline{A'D'}$ とになる。このことは，この翼の水平投影面積に等しい大きさの，上反角0度の翼と同じ揚力となるのである。しかるに，抗力のほうは実際の面積に応じるのであるから，上反角を有する翼では，水平投影面積は上反角が大きいほど小さくなり，揚力も投影面積に従って小さくなる。ところが，抗力のほうは変わらないのであるから，揚抗比は上反角の大きいものほど小さくなる。過ぎたるはなんとやらである。

回転するものの影響　模型飛行機には横安定を乱すものがある。それはプロペラを回す動力である。模型飛行機の動力は，ロケットやジェットのように噴射式のものを除けば，大多数のものがゴムやエンジンによってプロペラを回転するものである。そこで，ゴム動力の模型飛行機を考えてみよう。

ゴムを巻いてから，普通とは反対に，プロペラを持って機体のほうを放すと，機体はプロペラの回る方向と反対に，ぐるぐる回りをする。一般に，なにかに力を及ぼそうとすれば，必ずしっかりした足場が必要である。車を前へ押そうとすれば，足を後にふんばらなければならない。これと同じ理由で，**回転力（トルク）**によってプロペラを回転する場合には，機体がその足場である。したがって，機体はプロペラの回転方向と逆向きの回転力を受けるのである。すなわち，回転力の反作用として逆向きの回転力を生ずるのである。

プロペラのほうが機体より小さいから，飛行中は機体を足場にしながらプロペラが回転するのであるから，この反作用によって機体の左右のつりあいが乱されることになる。この足場としての回転力を支えるための抵抗を受け持つのは主翼であるから，右回転のプロペラ（プロペラの回転方向は尾翼のほうから見て右回転・左回転を区別する。右回転とは時計の針の進む回転方向である。普通に使われているプロペラは右回転である）の場合は左翼を下げる傾向の力が作用する。そのため模型飛行機は機首を左のほうへ向けるような飛行姿勢になりやすいのである。

この対策としていろいろ行なわれているが，よく用いられているのは，動力飛行中はゆるい左旋回の上昇をし，滑空飛行中はゆるい右旋回の降下をするように推力線や翼を調節する方法である。動力飛行中はこのような反作用による左旋回飛行になりやすいことと，プロペラ後流によって左旋回飛行になりやすいことが重なり，かなり大きな傾向となって現われる。これに対抗する方法として，プロペラの推力線の方向を右のほうへ傾けて機首を少し右のほうへ引っ張ってやる方法が考えられる。これを**サイド・スラスト**をつけるという。そうすれば動力が停止して滑空飛行にはいれば直線飛行をすることができ，まことに都合のよい方法であるが，サイド・スラストのつけ過ぎも危険であるし，サイド・スラストだけでは左旋回の傾向を押え切れない場合もある。そのときは**図2-37**のように，揚力尾翼をわずかねじってやれば，尾部を左へ押す力を生じ，機首を右のほうへ向ける力が生ずるので，よく用いられる方法である。この場合は，上に述べたように動力飛行中はゆるい左旋回上昇で，滑空飛行中はゆるい右旋回降下となるようにしたものが多く見かけられる。

図 2-37

近ごろのエンジンは回転数が毎分12,000回とか，20,000回といったように，高速回転をするようになった。競技会でときおり，出発直後猛烈な上昇をしながら機首を右へ向け，そのまま横倒しに突っ込んで行くのを見かけることがある。特にエンジン機が多い。これには，いろいろの原因があろうけれども，上のような高速回転のエンジンによる**ジャイロ効果**を考えざるを得ないのである。

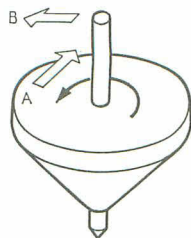



図 2-38

こまを回した場合，**図2-38**のように上から見て左回りしているとき，Aの方向（手前から向こうへ押す方向）に力を加えると，こまの回転軸は向こうへ傾かないで，Bの方向（押す方向に直角左のほう）へ傾くように移動

し，みそすり運動をするようになる。

この作用を模型飛行機に当てはめてみる。猛烈な回転をしている機首を上げようとすれば，プロペラの回転方向と今のこまの回転方向が同じとすれば，こまの頭が模型飛行機の機首に相当するから，このジャイロ効果のため機首を右へ振る作用が起こる。逆に機首を下げようとすれば，機首を左へ振る作用が起きるのである。プロペラが猛烈に回転しているとき，すなわち，動力飛行をしているときは，必ず上昇姿勢であるから，右回転のプロペラでは必ず機首を右へ振るようなジャイロ効果が現われるのである。

ここで誤解してはならないことは，ジャイロ効果は必ず機首を振る場合に現われるものであって，直線飛行中には現われないということである。機首を振る場合には，縦ゆれと偏ゆれがあり，縦ゆれの場合の効果がより明確に現われるのである。縦ゆれといえば，波状飛行を想像しがちであるが，**図2-39**(a)のように，飛行経路が曲線であれば，広い意味で縦ゆれであるから，ジャイロ効果が現われる。(b)のように同じ上昇であっても，直線飛行であれば，ジャイロ効果は現われないのである。

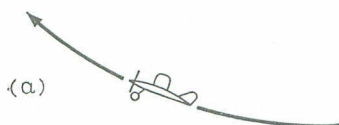



図 2-39

以上は，主として自由飛行型の場合であって，Uコントロール機では，操縦索で引っ張られながら飛行するためだいぶ様子が違ってくる。**図2-40** の ——・—— 線のように操縦索が引っ張っているので，横ゆれの運動が起こっても，すなわち，左翼が上がっても下がっても，索によって引きもどされるから，元の姿勢にもどるのである。したがって，この場合はスケール・モデルのような特別の場合 以 外 に は，上反角は必要がないのである。方向安定のほうも，操縦索を半径とする。ほぼ半球面上を操縦索を緊張させながら飛行するのであるから，方向舵で外向きの傾向を与えておけ

ば，索に引っ張られて向きが決まるのであるから，方向安定を考える必要はない。したがって，極端な場合は垂直尾翼無しでも飛行することを実験することができる。この場合でも索を緊張させる配慮（プロペラの推力線を外へ向けサイド・スラストを与えるなど）を忘れてはならない。それは，操縦索がゆるめば，操縦不能に陥ることになるからである。

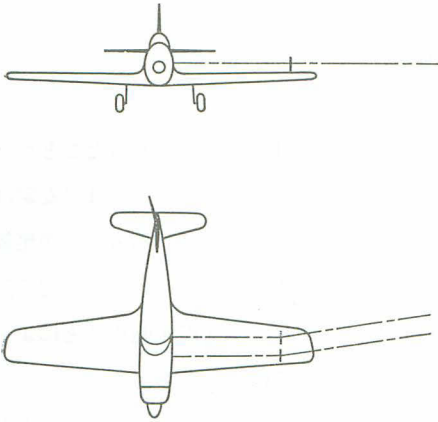



図 2-40

この節を終わるに当って，少しばかりまとめてみよう。

方向のつりあいと安定には

(1) 垂直尾翼が最も有効である。その大きさは垂直尾翼容積で判断する。

(2) 主翼の効果はほとんど0である。しかし，後退角がある場合は少しばかり効果が現われる。

(3) 胴体は一般に悪い影響を与える。ことに低翼になるほど悪くなる。プロペラは回転数が大きくなるほど悪い影響が起こる。

横のつりあいと安定（上反角効果）**には**

(1) 上反角が大きければ大きいほど良くなる，縦横比やテーパー比，翼端の形などが関係し，推算は困難であるが，ほどほどの大きさにする。

(2) 垂直尾翼は胴体の上にあれば，上反角と同じ効果をもつ。

(3) 主翼の後退角は上反角と同じような効果をもつが，推算は困難である。

(4) プロペラの回転は悪い影響をもつ。

▶(6)　§ 2.4.　操 縦 性

この節は操縦機構を持っている模型飛行機，たとえば，Uコントロール機やラジオ・コントロール機のために設けたのである。

本章の § 2.2. の模型飛行機のつりあいの項（54ページ）で述べたことからわかるように，図2-14の全体の安定曲線の傾きが大きければ大きいほど安定は良いということ。また，水平尾翼のみが安定を良くする因子であって，無尾翼機以外では主翼のみでは一般に不安定であり，胴体や動力は概して不安定の方向へ影響することを述べてきたが，これらにも増して昇降舵が動くことによって，安定性を悪くする方向に作用することを忘れてはならない。

なにかの原因で迎角が大きくなったとすれば，水平尾翼の迎角も大きくなり上向きの空気力が大きくなる（あるいは，下向きの空気力が小さくなる）。この水平尾翼の揚力の変化によって頭下げモーメントを生じ，姿勢を元へもどすのが尾翼の安定性であることを述べた。水平尾翼に上向きの空気力が発生すれば，昇降舵も上向きに浮き上がらせるのである。ところが，この浮き上がった昇降舵は下向きの空気力を持っている。これらの空気力は昇降舵の回転軸の回りにモーメントを生じ，このモーメントのつりあう昇降舵の舵角（これを**流れ角**という）が大きければ，水平尾翼の上向きの空気力を小さくして，安定性を小さくするのである。

したがって，全体の安定性は昇降舵の無い普通の水平尾翼の場合の安定性より小さくなる。そのため重心の位置の許される最後方の限界点も0.02～0.05%ほど前方へ出さざるを得なくなるのである。

普通の水平尾翼の模型飛行機の場合，直線飛行するための揚力は，模型飛行機の目方と等しくなるように迎角によって生ずる揚力に限るのであって，それより大きくても，小さくても直線飛行を続けることができなくなることは，前に述べたとおりである。すなわち，模型飛行機の重さおよび速度を W, v, 主

翼の面積・揚力および揚力係数を S, L, C_L, 空気の密度を ρ とすれば，水平直線飛行中は，

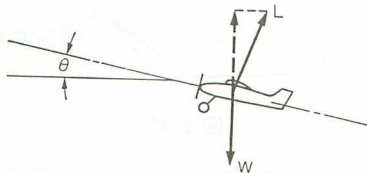
$$W=L=\frac{1}{2}C_L\cdot\rho\cdot v^2\cdot S \cdots\cdots\cdots\cdots \quad (2.10)$$

でなければならない。上昇または降下直線飛行中は上昇または降下の角を θ とすれば**図 2-41** からわかるように，

図 2-41

$$W=L\cos\theta$$
$$=\frac{1}{2}C_L\cdot\rho\cdot v^2\cdot S\cdot\cos\theta\cdots \quad (2.11)$$

でなければならない。

いずれの場合でも, W が一定であるし，S, ρ は一定，C_L はその迎角では一定であり，v^2 が一定となるから，水平飛行の速度は一定でなければならないし，上昇飛行の速度はそれに応じた一定の大きさ，降下飛行の速度はそれに応じた値が決まってしまうのである。すなわち，直線飛行の速度を落として飛行するためには，昇降**舵角**を上向きにとり C_L の大きい迎角（迎角も大きくなる）としなければならないし，速度を大きくするためには，昇降舵角を下向きにとり，C_L の小さい迎角（迎角も小さくなる）としなければならない。このことは第1章で述べたとおりである。この場合は，同時にエンジン・コントロールが必要なことはもちろんである。

そこで，安定性の強い模型飛行機の場合，直線飛行のまま速度を変えるために，昇降舵を動かす場合の舵角は，（安定性）÷（舵の効き）の関数として表わされるから，直線飛行のまま飛行速度を変えるための舵角は安定性の大きい模型飛行機では上の分数の分子が大きいことであるから，舵角が大きく，安定性の小さいものでは逆に舵角が小さくてよいことになる。

舵の効きは

舵の効き＝－（尾翼の揚力傾斜）×（尾翼容積）

×（尾翼効率）×（舵の面積／尾翼面積）…… (2.12)

と書くことができる。尾翼効率は，尾翼が後にあるために，プロペラ後流やその他の原因で一般に悪くなって，だいたい 0.9程度となっている。また(2.12)式の負号は，上げ舵角を**図2-42**のように負ときめたからである。

この式からわかることは，舵の面積を尾翼面積に比べて大きくとれば（最後の項を大きくすれば），舵の効きが良くなるという，当然すぎる事実である。

図 2-42

舵の効きが良いということは安定性に対して分母が大きいことで，舵角は小さくなる。このことは，舵を動かすための仕事が小さいことで，舵の動きは軽くなるということである。

また，安定が良ければ，前述のように舵角が大きくなければならないのであるから，舵の動きは重くなるはずである。

次に，模型飛行機の加速度が大きければ，揚力係数もだんだん増加する割合が大きくなり，したがって，揚力係数が増大する。重心の回りのモーメントも大きくなるから，そのモーメントに打ち勝つためには，舵角を大きくしなければならない。重心の回りの回転運動を伴う場合は，よりいっそう舵角を大きくしなければならないのである。

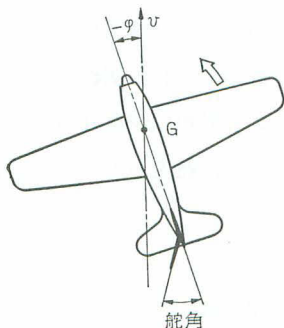



図 2-43

方向舵の効きや重さは，昇降舵の場合と同じと考えてよく，上に述べた中で特に昇降舵と断わっていないものは，そのまま方向舵にもいえることである。

さて，**図2-43**で舵角 δ_r と，その結果の偏ゆれ角 φ との関係は**図2-44**の①の直線となる。$-\varphi$ の負号は時計式回転を正にきめるから，図2-43の場合は反時計式だからである。

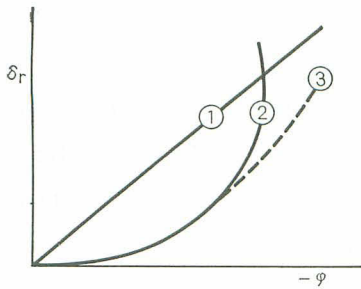



図 2-44

偏ゆれ角φと流れ角との関係は②の曲線であって，①と②の交点では方向舵の回転力が0となるラダー・ロックの点であって，背ビレがある場合は③となって，舵の動作範囲ではこのような現象が起きないのである。

模型飛行機を旋回させるために，**補助翼(エルロン)**（主翼の翼端近くで，後縁部に設け，左右の舵角が反対な小さな翼）を操作して（補助翼はあとで述べる)，左か右に傾けたとすると，模型飛行機は横すべりをするから，補助翼の操作で下がったほうの抵抗が大きくなり，**偏ゆれモーメント**が発生する。この偏ゆれモーメントは，正しく旋回にはいることを防げるように作用するモーメントであるから，こを防止するのが方向舵の役目でもある。この偏ゆれモーメントは揚力係数の大きいところでは大きいから，それに打ち勝つように舵角を充分にとらなければならない。

次に，プロペラ後流の回転流れが垂直尾翼に当たって，偏ゆれモーメントを作る。これは単発で低速・大出力のとき（離陸時）に問題となる。この偏ゆれモーメントに打ち勝つために，方向舵を使う必要がある。

方向舵の用い方の第3番目には，滑走路の離着陸の方向が決まっていて，横風が吹いている場合に起こる偏ゆれモーメントに打ち勝つために方向舵を使うことである。この場合は，**失速速度**（速度を小さくして水平飛行の条件を満たすために迎角を大きくして揚力を増加させてくると，ついに失速状態となる。このときの速度を失速速度という）の 120％以内の速度でも，方向舵が効かなければならない。

第4番目に，失速に近い低速の飛行中に補助翼を最大にとると，模型飛行機は傾き，翼の下面のほうへ進む翼の翼端付近の迎角は大きくなって失速する。

失速すると揚力が小さくなって**きりもみ(スピン)**に入るのである。きりもみに対して安定の良い模型飛行機では，補助翼だけではきりもみに入ることができないので，失速側の翼を内側旋回させるように方向舵を切らなければならない。そして，方向舵と補助翼をゆるめれば，きりもみから回復するのである。

方向舵のみを操作する，いわゆるシングル・トーンのラジオ・コントロール機が方向舵のみで旋回飛行を行なう理由について考えてみたい。

そもそも，物体が回転運動をするためには，**向心力**（求心力ともいう）が必要である。そこで，グライダーに乗って実験することにしよう。グライダーが水平飛行しているとき，方向舵のみを，たとえば右舵に切ってみる。そうすると，グライダーは機首を右に振ったまま，進行方向は元のままである。これは着陸時によく応用される操作であって，急激に高度を下げたり，速度を落とすために用いられる。グライダーは方向舵だけを切っても上のように旋回飛行をしないのである。その理由は，方向舵を切るだけでは向心力を発生することができないからである。そこで，補助翼を操作して傾けたとする。この傾き角 θ を**バンク角**という（**図2-45**参照)。揚力 L を鉛直方向と水平方向に分解する。鉛直方向の分力 $L\cos\theta$ は W とつりあい，水平方向に分力 $L\sin\theta$ が残り，これが向心力となり $L\sin\theta$ の方向の点を中心として回転運動を起こす。しかるに，方向舵の用途の第2番目に述べたように，偏ゆれモーメントを生ずるから，それに打ち勝つために，回転の外へ向かうように方向舵を適当に切る。そうすれば，グライダーは旋回飛行を行なうわけである。

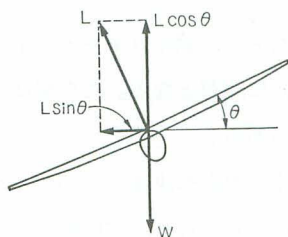



図 2-45

以上がグライダーの定常な旋回飛行であって，いったんバンク角が得られれば，もう補助翼は中立に帰してよいのである。

そこで，話を方向舵のみを操作する模型飛行機へもどして，上のことを適

用してみると，方向舵のみで旋回飛行ができないのが当然であるにもかかわらず，模型飛行機は実際に旋回飛行を行なう。この違いはどこからくるのか。実機と模型飛行機との最も大きな違いは何かといえば，それは主翼の上反角であった。

上反角を有する模型飛行機が図2-46のように左舵をとって機首を左へ振ったとすれば，機体は元の進行方向のまま右翼を前方へ出して進行する。したがって，右翼の迎角は左翼の迎角よりも大きくなり，右翼の揚力が左翼の揚力より大きくなる。この揚力の差によって，模型飛行機は右翼を高くするような傾きが生ずる。また，左偏ゆれのために右翼の速度が増加し，左翼の速度が低下することもこの傾きを助長する。すなわち，バンク角を生ずるのである。そうすれば，上のグライダーの場合と同じ理由によって，向心力を生じ，旋回飛行を行なうことになるのである。

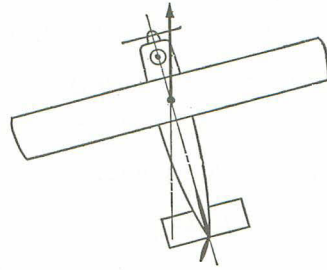
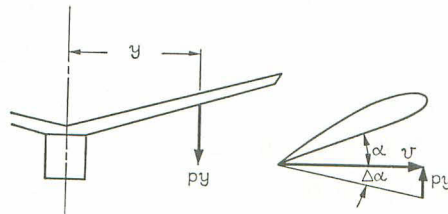



図 2-46

図 2-47

次に，補助翼をある舵角に保つと，**ローリング**を始める。胴体の中心から翼幅方向の距離の一点が，角速度 p で回転するとすれば(図2-47)，下向きの速度は py となる。翼に対する空気の流れは，それだけ翼の回転方向と逆向きであるから，$py/v=\Delta\alpha$ だけ迎角が増加する。したがって，揚力が増加し，回ってくる翼を押しもどす力となる。この力が胴体のまわりに作るモーメントは回転運動を妨げるようなモーメントとなる。これを**減衰モーメント**という，けっきょく適当な方向舵の当て舵によって横すべりを防ぎ，補助翼によるローリングがこの減衰モーメン

トと等しくなるように補助翼を操作すれば，機体は胴体軸の回りに一定の角速度で安定した回転を続けるのである。

補助翼を操作する結果は，主翼の矢高を大きくして，その揚力を局部的に大きくし，あるいは矢高を小さくして揚力を小さくするのであるが，補助翼を下げて矢高を大きくするほうが，補助翼をはね上げて矢高を小さくするよりも，翼型の性質上，揚力効果は大きい。したがって補助翼の舵角は上のほうが下の方より大きく働くようにするのが普通である。

実験的に角速度 p は，

$$p=k\frac{v}{b}\delta$$

となる。k は補助翼の翼幅方向の位置や，補助翼面積／主翼面積やテーパー比などによって決まる定数，b は主翼の翼幅である。この式からわかるように，速度 v が小さければ舵角 $\delta(\delta=\delta_{上}+\delta_{下})$ を大きくしても p は大きくならないこと，低速度で補助翼の効きをよくするためには k を大きくする。たとえば，補助翼を翼端のほうへ移動すること，翼幅 b の小さい方が角速度の大きいロールをしやすいこと，速度 v が大きいほど，高速ロールが可能になることがわかる。この式によれば，角速度 p は速度 v に比例するわけであるが，それは v が比較的小さい間のことで，速度 v が大きくなると，操舵が重くなるとともに，補助翼によって主翼がねじられ，補助翼の効きを悪くするのである。

スポイラーは主翼の上面に，風に直角に板状のものを突き出したり，引っ込めたりして，横操縦をするものである。翼上面の空気の流れは，スポイラーによって乱されて，揚力がそこなわれて翼を下げる効果となるのである。これは飛行機の速度が大きくなって，衝撃波失速の問題や，翼のねじれによる補助翼の効きが悪くなること，高速度になって離着速度が大きくなり，高揚力装置としての**フラップ**（高揚力補助翼）が重要になり，補助翼の部分までフラップを延ばす必要などから生まれたものであるが，模型飛行機でもパイロン競技機や速度機またはグライダーには一考の価値があると思われる。◀

第3章　プロペラ

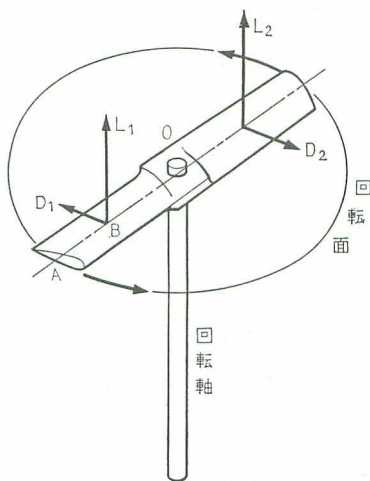
§3.1.　推力とトルク

模型飛行機が水平飛行をするためには，抗力に等しい推力が必要であり，上昇飛行するには，抗力と重力の分力との合計に等しい推力を与えねばならなかった。このような推力を出す役目を果たすのが**プロペラ**である。言いかえればエンジンや動力ゴムの発生する回転力を推力に変える装置がプロペラである。

プロペラはスクリューともいわれ，飛行機に使われるずっと以前から船舶に使用されていたものである。その外形はいずれも，中央に**ハブ**という部分があって，それに1枚，2枚，3枚，……の**はね（ブレード）**が放射状に付いている。はねはだいたいにおいて根もとが細く，途中で幅が広く，端のほうで再び細くなっていて，その断面は翼型をしているものである。また，その取付角（**翼角**ともいう）は根本のほうが大きく，端のほうへ行くにしたがって小さくなっている。すなわち，はね全体がねじれた形である。

図 3-1

プロペラは中心から端へ向かう方向に対して直角に切断した無限に薄い翼（これを**翼素**という）が無数に集ってできていると考えてよい。

われわれがこどものころ，よく作って遊んだ**竹とんぼ**（図3-1）は，とりもなおさずプロペラである。竹とんぼを矢の方向へ思い切り回して放すと，

勢いよく昇って行く。昇っている場合のことは，やや複雑なことになるので，それをあとまわしにして，ただ回転している場合について考え，次いで昇っている場合を考えていこう。

各翼素の速度（角速度と区別するために**線速度**ともいう）は回転軸の中心からの距離に比例して大きくなる。今，角速度 ω（回転角をその時間で割ったもの）で回転しているとし，$\overline{OB}=r$ とすれば，B点の速度 v は，

$$v=r\omega \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots(3.1)$$

である。すなわち，B点の翼素には回転の向きとは逆向きの，速度 v の風が当たることになる。その結果，揚力 L_1 と抗力 D_1 とを発生する。

この L_1 を，はね全体にわたって集計したものがこの場合の推力となる。D_1 は中心に対して，$D_1\times r$ のモーメントとして作用する。この $D_1\times r$ を全長にわたって集計したものが，この場合の回転を妨げるモーメントとなる。

プロペラの場合は，エンジンやゴムの**トルク（回転力）**によって回転し，その回転することによって推力と抗力が生ずることは，竹とんぼとまったく同様で，翼素の推力を集計したものが推力となって模型飛行機を前方へ引っ張り，回転を妨げるモーメントの集計したものが，エンジンやゴムのトルクと等しくなって，等速回転を続けるのである。

このことは，エンジンやゴムによってプロペラが回転し，その回転によって空気が後のほうへ押される。その反作用が推力となるという考えかたもある。

いずれにせよプロペラが回転している模型飛行機を放せば，模型飛行機は前進する。そうすると，プロペラは回転しながら前進するのである。竹とんぼが昇る場合もそうである。そこで，図3-1のB点の翼素についてこのように前進する場合を考えてみると，翼素の回転速度が $v=r\omega$ であるから，逆向きの $r\omega$ の速度の風が当たっているとこ

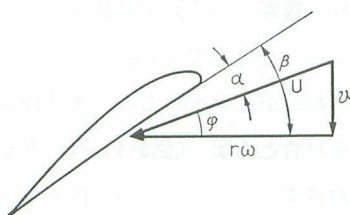



図 3-2

ろに，軸方向，すなわち $r\omega$ と直角方向に速度 v で前進するとすれば，**図 3-2** の v の風が同時に当たるのであるから，この二つの風の合成された風 U が翼素に当たることになる。この合成風と $r\omega$ との角を φ とすれば，翼素の取付角 β から，この φ を引いたものが，この翼素の迎角となるのである。すなわち，

$$\alpha=\beta-\varphi \quad \cdots\cdots(3.2)$$

である。この角 φ を**流入角**という。取付角 β は(3.2)式を書き換えて，

$$\beta=\alpha+\varphi \quad \cdots\cdots(3.3)$$

となる。すなわち，取付角は迎角と流入角の和である。しかるに，翼素の線速度は，中心からの距離に比例して大きくなるのに対し，前進速度 v は，どの翼素に対しても同じ値である。**図3-3**からわかるように，中心からの距離 r_1，r_2，r_3 の翼素の速度はそれぞれ $r_1\omega$，$r_2\omega$，$r_3\omega$ とだんだん大きく，v が同一であるから，この二つの風の合成風と回転面とのなす角，いわゆる流入角 φ は中心からの距離が大きくなるにしたがって小さくなるのである。

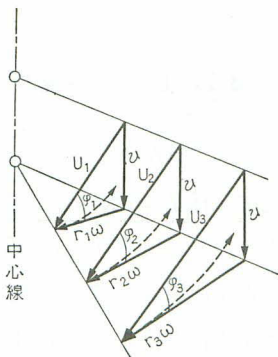



図 3-3

はね全体の各翼素が，同じ迎角を持つようにするためには，取付角は (3.3) 式からわかるように，α が一定で，β の変化は φ の変化と同じとなる。流入角の小さいところは取付角が小さい。あるいは，中心に近い翼素の取付角は大きく，先端へ行くにしたがって小さくなるのである。このような理由から，プロペラのはねはねじれているのである。

模型飛行機が静止している場合，つまり，手で押えている場合は，$v=0$ であるから，$\varphi=0$ である。したがって，$\beta=\alpha$ すなわち，取付角が迎角となり，各翼素に当たる風は，プロペラの回転速度 $r\omega$ に等しくなる。この風は飛行している場の合成風より小さい。したがって，飛行しているときの推力とト

ルクは，静止しているときのそれらとは同じにはならないのである。

また，はねの取付角が固定している普通のプロペラでは，各翼素の迎角もきまっているから，その流入角も一定である。したがって，飛行速度と回転速度との比も一定である。エンジンの出力がほぼ一定であれば，プロペラの回転はほぼ一定であるから，そのプロペラによる飛行速度が決まってくる。また，ゴム動力の場合には初めのトルクは強く，後半のトルクは小さいから，プロペラの回転は初めは速く，後半はおそいから，飛行速度も初め速く，後半はおそくなるようにしたいのである。上昇飛行・水平飛行にうまく適合するような取付角にしたい。このことは重要な問題であることを忘れてはならない。であるにもかかわらず，プロペラには案外むとんちゃくな人が多いのは，はなはだ残念である。

§ 3.2. ピッチと翼角

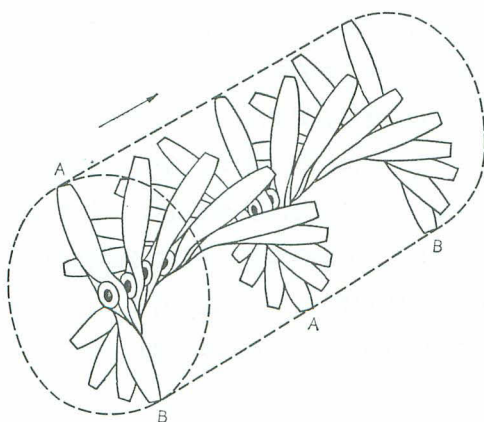



図 3-4

プロペラが回転しながら前進する様子は**図3-4**のようである。そこでプロペラの回転軸を中心とし，プロペラの長さを直径とするような円筒を考える。そうすると，プロペラのA端はこの円筒の上に**図3-5**に示すようならせんを描きながら進んで行く。このらせん状の進路はAに当たる合成風の方向によるものである。それはプロペラの進行速度，すなわち，飛行速度 v と回転速度 $r\omega$ によるものであるからで，翼素の取付角はこの傾き角，すなわち，流入角に迎角を加えたものであるから，翼素の傾きの方向に進むとす

れば，これより少し多く前進しなければならない。今はプロペラの先端について述べたのであるが，これからの話を進めるのに都合がよいから，先端でなく，中心から端までの3/4，すなわち，片側の75%のところの翼素，または断面について考えることとする。

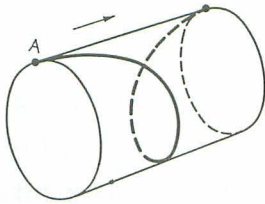



図 3-5

上のことを繰り返すと，**図3-6** の実線が，プロペラが実際に進行しながら描く，すなわち，流入角の傾きで，円筒上を進行するときの進路である。もし，翼素が取付角の傾きの方向，すなわち翼角の方向に円筒上を進行したとすれば，図 3-6 の━ ━ ━線のように，一歩前進した，らせん状となる。この進行距離（鎖線）をこの翼素の**ピッチ**という。つまり，ピッチというのは，プロペラが実際に1回転して進む距離ではなく，プロペラ翼のねじれている度合い，翼角を幾何学的に表わしたものであって，翼角と密接な関係があるのである。

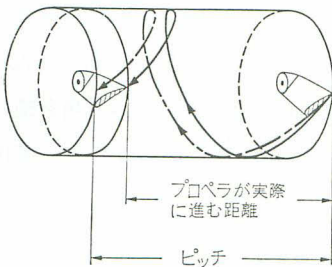



図 3-6

ピッチと翼角との関係を調べるには，図3-6 の円筒を展開（この円筒を縦に破いて広げること）して，**図3-7** のようにしてみれば，なおよくわかる。実際に1回転して進む距離 H と円筒の周囲の長さを2辺とする直角三角形と，ピッチ P と周とを2辺とする少し大きい直角三角形との二つの直角三角形をつくる。φ が流入角，α が迎角，β が取付角，すなわち，翼角であ

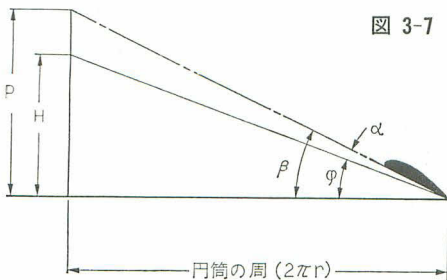



図 3-7

る。これを見れば，ピッチと翼角との関係がよくわかる。プロペラを効率よく働かせるには，この迎角を各翼素に対して適当に保つことが必要である。

さて，プロペラの中心から先端までの総ての断面が，良い効率の迎角で働くようにするには，どうすればよいか。プロペラは中心に近い部分でも，先端の部分でも，1回転して進む距離は同じで変わりないから，各断面のピッチを等しくして，1回転で進む距離をやや大きくして置けば，各翼素の迎角が大体適当になり，全体として効率の良いプロペラとなるはずである。これが**等ピッチ・プロペラ**である。

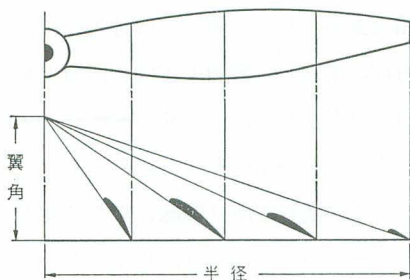



図 3-8

そこで，**図3-8**のように $P/2\pi$ と半径 r とを使って，翼角を描いてみると，なおよくその間の関係がはっきりすると思う。

このように，中心近くから先端までピッチが等しければ，それがそのプロペラのピッチということができるが，プロペラをもう少し詳しく調べると，すなわち，空気力学的に，中心近くから先端までの効率を同じようにしようとすれば，等ピッチ・プロペラと同じにはならず，ピッチが断面によって変化してくるのである。そうだとすれば，そのようなプロペラのピッチとしてどう表現すればよいか，普通に考えれば，全体の平均値という考えになる。これもいろいろと面倒であるから，最も大きな推力を発揮する場所を選び，そこを代表に選んで，そこの断面のピッチを採用することに約束ができているのである。すなわち，中心から半径の3/4（75%）のところの断面のピッチをそのプロペラのピッチというと約束している。上にピッチの話をしたおりに，この3/4のところについて話したのもそのためである。とにかく，空気力学的にこのあたりが最も大きな推力を発生するのである。

プロペラのピッチを直径で割った値を**ピッチ・直径比**といい，これがしばしば用いられる。ピッチ・直径比1.2というのは，ピッチが直径の1.2倍ということである。普通のゴム動力機ではピッチ・直径比が1.0〜1.6ぐらいのものをよく使うが，エンジン機の場合は0.3〜0.6が用いられる。**図3-9**はピッチ・直径比と翼角との関係曲線である。$r/4$ は，中心から半径の 1/4 の点の翼角，同様に (3/4)r は 3/4の点の翼角，r は先端の翼角の曲線である。

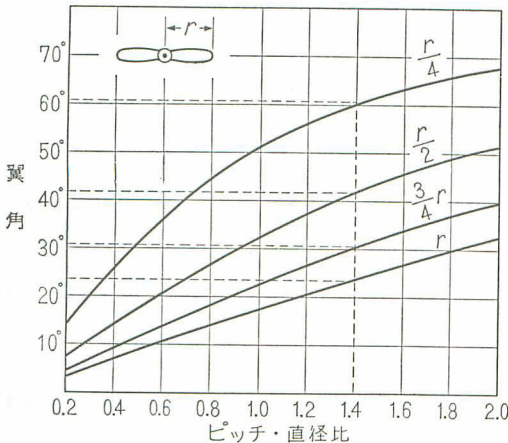



図 3-9

たとえば，ピッチ・直径比が1.40になるようにするには，縦の点線が曲線と交わる点から左へ点線のごとくたどれば，61.5度，42.5度，31.5 度,24.5 度が得られる。もし $r/4$ の点だけ 1.0 に下げたければ，翼角を 52 度にすればよいことになる。

§ 3.3. 進 行 率

プロペラは直径，ピッチ（または翼角），はねの最大幅，はね の断面翼型などの要素によって，プロペラの性質がさまざまに変化する。

この中で，断面翼型は有名なクラークYあたりに近いものを用い，狂いの生じない範囲で，できるだけ薄くしておけばよい。はねの最大幅は，ゴム動力機用では直径の15％内外，エンジン機用では直径の10％内外にしておけば，まず無難であろう。けっきょく，プロペラの性質に最も大きな影響を持っているのは，直径とピッチである。

ピッチすなわち翼角は，前にも述べたように，プロペラのはねの各翼素（断面）が飛行中に最も適当な迎角を保つのが理想である。この迎角は図3-7に示すように，流入角すなわち，プロペラが1回転して，実際に進む距離と中心からその翼素までの距離で定まってくる。プロペラが1回転して実際に進む距離は，（毎秒の飛行速度）÷（プロペラの毎秒の回転数）で求めることができる。同じ直径のプロペラで，この値の大きいものは流入角が大きくなるから，それに応じて翼角を大きくしなければならない。言いかえれば，飛行速度が大きく，その割りにプロペラの回転が小さければ，翼角を大きくする必要があり，飛行速度が小さく，その割りに回転数の大きいものは，翼角を小さくする必要がある。

このように，飛行速度・プロペラの回転数・プロペラの直径の三つは，プロペラの翼角を定めるためのたいせつな要素である。これらを組み合わせて，

$$\frac{\text{飛行速度}\ (\mathrm{m/s})}{(\text{プロペラの毎秒回転数})\times(\text{プロペラ直径}\ (\mathrm{m}))}=\text{進行率}\cdots\cdots\ (3.4)$$

という。たとえば，飛行速度 6m/s，プロペラの回転数が毎秒15回，直径30cmすなわち，0.3mとすれば，

$$\text{進行率}=\frac{6}{15\times 0.3}=1.33$$

となる。進行率が大きければ，直径のわりにプロペラが1回転する間に進む距離が大きくなり，流入角が大きくなることである。したがって，翼角を大きく，すなわち，ピッチ・直径比を大きくしなければならない。

ある模型飛行機の進行率がわかっている場合，ピッチ・直径比をどう決めるかは，個々のプロペラによって違うのであるから，風洞実験でもしてみない限り，正確なことはいえないが，模型飛行機用としては，ピッチ・直径比を進行率の1.2倍程度にすれば，効率の良いものが得られると考えてよいだろう。

たとえば，翼荷重 55.5g/dm^2，プロペラの毎分の回転数 12,000，プロペラの直径 20cm とすれば，図1-34から 12.5m/s であるから，

$$進行率=\frac{12.5}{200\times0.2}=0.312$$

ゆえに,

$$ピッチ・直径比=0.312\times1.2=0.37$$

となるのである。このように,これはエンジン機用の例であるが,エンジンの回転数が非常に大きくなっているので,進行率は小さく,したがって,ピッチ・直径比も0.35〜0.6程度の非常に小さいプロペラを使用することになる。ところが,これを案外気にしないで,0.37に対し0.66のプロペラを使用して涼しい顔をしている人がいるものである。

エンジン機の場合は,出発から停止まで一定の回転数であるから,上のようにしてピッチ・直径比を決めればよいが,ゴム動力機の場合はそう簡単にはいかない。ゴムを一杯に巻いて放すと,最初の間は回転数がきわめて大きく,ゴムの巻きがだんだん解けて,トルクが小さくなるにつれ,プロペラの回転数は次第に低下してくる。しかるに,飛行速度は初めから終わりまであまり変化せず,プロペラの直径が一定であるから,進行率は回転数の大きい最初の間は小さく,ゴムが弱くなって回転数が小さくなると大きくなるのである。したがって,回転数の変化に応じてピッチの変わるような可変ピッチ・プロペラが理想的である。ピッチの固定したプロペラを使うとなると,進行率のどの状態に合わせるかが問題となる。

木村秀政博士がライト・プレーンA-1型を設計したおり,ピッチ・直径比が1.0,1.2,1.4 の3種のプロペラを用意して,比較実験したことがある。ピッチ・直径比1.0のものでは,最初のゴムの勢いの強い間,すなわち,進行率の小さい間は効率がよく,最初の上昇はすばらしいものであった。1.4の ものでは,最初の上昇はあまりはなばなしくないが,ゴムが弱って進行率が大きくなってくると,どんどん上昇を続けた。1.2のものは,この中間の性能を出したことはもちろんで,このようになかなかめんどうなものである。

そこで，どの辺をねらったらよいかを知るために，優秀な模型飛行機の資料について調べた結果，回転数が毎秒12〜18回くらいになっていることがわかった。これにならって，翼荷重 15g/dm²，プロペラの直径 40cm のゴム動力機について，進行率の計算をやってみよう。秒速のほうは図1-34から 6.3m/s，直径0.4m，回転数を毎秒12回とすれば，

$$進行率=\frac{6.3}{12\times0.4}=1.31$$

したがって，ピッチ・直径比=1.31×1.2=1.58

であればよい。回転数を毎秒15回とすれば，

$$進行率=\frac{6.3}{15\times0.4}=1.05$$

$$ピッチ・直径比=1.05\times1.2=1.26$$

となる。

すなわち，ゴム動力機のピッチ・直径比は1.0〜1.6の範囲内で決める。大体のめやすとしていえることは，全重量に対し，ゴムの重量が多いものでは大き目に，ゴムの重量の少ないものは小さ目の値を採用するようにすればよいのである。

以上でピッチ・直径比を決定するめやすはついたわけだが，実際に目標の回転数になるようにしなければならない。実験の結果わかったことは，同じピッチ・直径比のプロペラに相似で直径の違う場合，直径の小さいものほど速く回り，直径の大きいものほど回転数が小さい。たとえば，直径を10％減ずると回転数は30％も増加し，10％増加すると回転数は20％ほど減少する。

ゴム動力機のプロペラの直径を一度でぴたりと決定するには，設計資料がまことに乏しく，けっきょくは，直径の違ったプロペラを３〜４本用意して，飛び方とプロペラの回転状態を見て決定するしかないようである。

このようにプロペラを何本も用意することは，言うべくしてなかなか面倒なことなので，あらかじめ大き目のプロペラを１本用意して，調子を見ながら両

端を切り詰めていくことをよくやるが，この場合注意しなければならないことは，両端を切り落とすたびに，ピッチ・直径比がだんだん大きくなっていくことである。

このように面倒なものだから，以前から直径を翼幅の30%にせよとか，プロペラのはねの面積を翼面積の10%にせよとかいわれているが，これは大体の見当をつけるにはよいが，どうも合理的な方法とは考えられない。

もともとプロペラの役目というのは，ゴムのトルクを吸収して，よい効率でこれを推力に変えることである。したがって，プロペラの直径もゴム動力のトルクに応じて決定すべきであろう。つまりゴムの**実用最大トルク**（切断寸前まで巻いたときのトルク）で，希望の回転数が出やすいように決めるのが最もよいと思われる。

ゴムの条数が増し，トルクが増せば，直径を大きくしなければならないことは当然で，ピッチ・直径比の小さなものは，大きいものに比べて，より大きな直径にしなければ，トルクの吸収が充分に行なわれないことは想像できるであろう。

ところが，実用最大トルクが幾g•cmと与えられ，回転数をこれこれにするには，直径を何cmにすればよいかという段になると，理論的には計算の道筋がちゃんとついていても，ゴム動力に対する実験結果がまったく無いので，計算だけで決定するということは，ちょっと無理というもので，科学的と言えない。そこで，実用機のプロペラの実験結果を利用して，模型飛行機用プロペラの特性を推定し，毎秒15回転する場合の実用最大トルクとプロペラの直径の関係を図表にしたのが**付図5**，**図3-10**である。

この付図5を使ってプロペラの直径を決定するには，まずゴム束を**実用最大巻数**（後述）のときのトルクを測り，適当なピッチ・直径比の曲線から直径を決定するのである。初めに適当と思われるピッチ・直径比を仮定して計算し，その結果そのピッチ・直径比が適当であるかを再検討し，不適当であれば，最

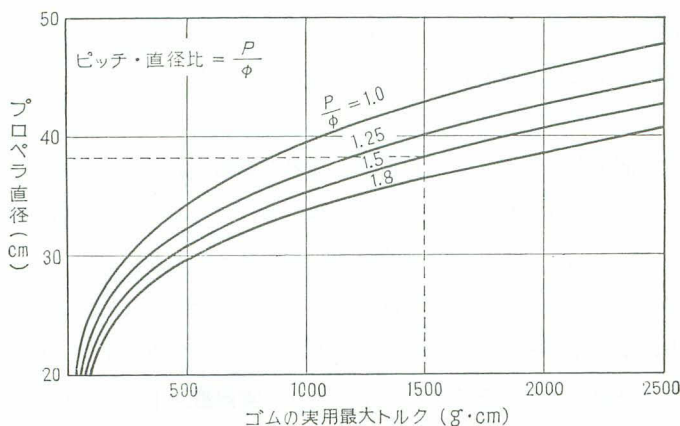



図 3-10

初のピッチ・直径比を変えて，もう一度計算して検討すればよい。

たとえば，まずピッチ・直径比を1.5とし，1500g・cm のトルクを毎秒15回転で吸収するプロペラの直径は，図3-10から38.5cm,
翼荷重 18g/dm² に対する速度は，付図4から6.9m/s，ゆえに，

$$進行率=\frac{6.9}{15\times 0.385}=1.17$$

したがってピッチ・直径比は 1.17×1.2=1.4 となる。はじめに仮定した 1.5 はやや大き過ぎるので，1.25の線を用いると，直径 40.3cm を得る。上と同じ計算をすれば，進行率は1.15となる。したがってピッチ・直径比は，1.15×1.2=1.38 となる。1.25 ではやや小さすぎる。この二つの結果から，直径を39 cm，ピッチ・直径比を1.4 あたりと決定する。

1枚ばねのプロペラの場合は，ゴムの実用最大トルクを2倍した値で，図3-10から直径をきめる。つまり，2倍のトルクに適合する2枚ばねのプロペラを設計し，それを半分にして使うというわけである。

ずいぶん苦労して，プロペラの直径とピッチを求めてきたが，以上はだいたいの基準を示すものであるから，実際の飛行状況を見て，うまく修正していか

なければならないのである。前にも述べたが，ゴムの重量が全重量に対して比較的小さいものは，トルク不足で上昇性能が落ちるので，プロペラの直径を小さめにし，回転の増加をはかり，反対に回転が出すぎて，から回りしているように見えるときは，直径を増大するのである。また最初上昇が悪く，しばらくして思い出したように上昇し始めるのは，ピッチが大きすぎる証拠であるから，ピッチ・直径比を少し減らせばよい。

§ 3.4. プロペラの先端速度

飛行中の模型飛行機のどの部分が最も速い運動をしているかといえば，もちろん，それはプロペラの先端である。

プロペラの先端はだいたいにおいて，プロペラの回転による速度と模型飛行機の飛行速度とを合成した速度である。回転数を n，プロペラの直径を D とすれば，回転による速度は πnD である。飛行速度を v とすれば，**合成速度**は平行四辺形の法則によって合成すれば得られる。矢 $\overline{AB}$ を回転による速度とすれば，飛行速度はプロペラの回転方向と直角方向であるから，$\overline{AB}$ に直角な矢 $\overline{AC}$ で表わす。ゆえに平行四辺形 CABD の対角線である矢 $\overline{AD}$ が求める合成速度である（**図3-11**参照)。

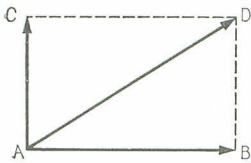



図 3-11

ピタゴラスの定理により，

$$\overline{AD}=\sqrt{\overline{AB}^2+\overline{BD}^2} \quad \cdots\cdots (3.5)$$

であるから，

$$合成速度=\sqrt{(\pi nD)^2+v^2} \quad \cdots\cdots (3.6)$$

で計算することができる。

もし，この合成速度が音速 340m/s に近づくとすると，いろいろの問題が起こることは，超音速ジェット機の初期に起こった数々の事故を思い出せば想像できることである。実験の結果，音速の70%程度になると，空気の圧縮性によ

って，**造波失速**というものを起こして，プロペラの性能が著しく悪くなる。すなわち，約240m/sとなると性能が急激に落ちるのである。

模型飛行機の場合，最近エンジンの性能が向上して，回転数が非常に大きくなり，毎分10,000回を超すのが普通であるから，このプロペラの先端速度がいささか気にかかるので計算をしてみた。

直径20cmのプロペラが毎分12,000回転した場合，飛行速度が毎時160kmであるとすれば，合成速度は約130m/sとなり，回転数が毎分18,000回の場合は先端速度が約190m/sで，まだかなりの余裕があるようである。飛行速度が毎時250kmでも，なお200m/sに達しない。

しかし，直径が30cmとなると，毎分18,000回，飛行速度160kmでも約280m/sになり，音速の70％より大きくなるのであるから，うっかりしてはいられないわけである。

§3.5.　プロペラの効率

プロペラの効率は，プロペラが吸収する馬力の何割が推力となって仕事をするかを表わすものである。前者を**吸収馬力**といい，ゴムやエンジンからプロペラに与えられる馬力であって，**軸馬力**に等しい。後者は**推力馬力**といい，実際に模型飛行機を進行させる馬力であって，吸収馬力または，軸馬力からプロペラの損失を差し引いたものである。ゆえに，

$$\text{プロペラの効率}=\frac{\text{推力馬力}}{\text{吸収馬力}}\cdots\cdots\cdots\cdots (3.7)$$

となる。この値が1であれば，プロペラはまったく損失無しということである。また，0.8であれば，8割すなわち，80％が推力馬力として使われるということになる。

プロペラが定常回転，すなわち，落ち着いて等速回転を続けるのは，プロペラが必要とする馬力とエンジンやゴムが出す馬力とが，ちょうどつりあう場合

である。さて，プロペラが必要とする馬力は，回転数と飛行速度とによって決まるものであり，出すほうの馬力は，ゴムでは巻数，太さ，条数，ゴムの定数などで決まり，エンジンでは燃料の種類・消費量によって決まるものである。

ゴムの出す馬力は複雑であるからあとまわしとして，比較的単純なエンジンの馬力について考えてみよう。模型用エンジンについての資料が乏しいので，その乏しい資料をもとにして，実用の飛行機の場合の資料とを合わせ考え，模型飛行機の場合を比較研究しようと思う。

エンジン機の場合は，ラジオ・コントロール機のように低回転で使用するものもあるが，出発から停止するまで，常に最高回転の状態で運転するものが大部分であるから，そのような場合について考えることにする。

エンジンの出す馬力は，トルクと回転数の積に比例するものである。したがって，トルクが変わっても，回転数が変わっても，エンジンの出す馬力が変化するということなのである。

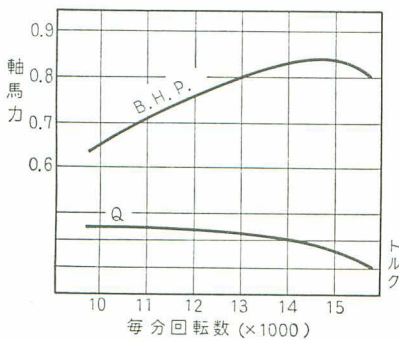



図 3-12

図3-12は制動用のプロペラを交換して回転数を変え，そのときの馬力とトルクを示すものである。これによると，最高馬力を出す回転数14,800あたりを目ざしてプロペラを定めるわけである。

さて，次にゴムの出す馬力である。これがトルクと回転数の積に比例することはエンジンの場合と変わらないが，トルクが**図3-13**のような変化をすることが問題である。これによると，巻数が100〜550の間はほとんど一定である。したがって，この範囲では，馬力は回転数に比例することになる。ちょうどエンジンの場合の1.0〜1.4×10^4に相当すると考えてよい（図3-12)。しかも，この区域の占める割合は相当大きな範囲である。したがって，エンジンの場合とほ

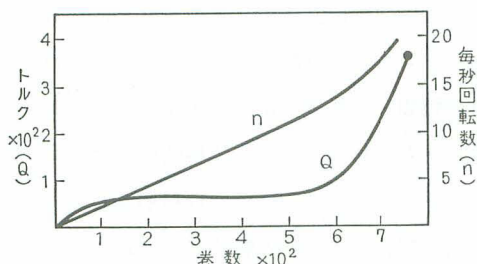



図 3-13

とんど同じ状態と考えることはそれほどむちゃな考えとは言えない。ゴムの場合は非常に複雑で，簡単には解決できないが，一般的傾向はエンジンの場合から類推しても，それほど大きな間違いはないと考えてよかろう。とはいうものの，エンジンの場合と違って，図3-13のnに示すように，ゴムの巻数と回転数が比例する。すなわち，回転数はゴムが解けるに従って，時々刻々減っていくのである。したがって，ゴムの出す馬力が時々刻々減少することになる。このように一定馬力に止まることなく常に変化するのであるから，エンジン機のように単的に決めることはできないのであって，トルク曲線のどのあたりから出発して，どのあたりで終わらせるかが問題となってくるのである。すなわち，最大能力を発揮させる時機をどう決めるか，トルク曲線のどのあたりにするかを決定することが，なかなかむずかしい問題であると同時に，ゴム動力機のおもしろさの焦点となってくるのである。

このことが決まれば，エンジン機の場合と同様に，回転数を決めて，その回転数の場合に最高の効率を示すプロペラを用いればよい。しかし，ゴムは各メーカーにより，同じメーカーでも個々によって違い，一定した資料が得がたく，あとで述べるように，ゴム定数やトルクは各自が実験的に決める外ないばかりか，ゴム動力についての統計的資料がほとんど無いので，最終的には実際の飛行状態を見て，実験的に決める以外に手は無いのが現状である。

さきに，ある目標の回転数を出すために，プロペラの直径を加減することを述べたが，もしゴムの重量に制限がなければ，あるいは制限があっても，その制限の範囲でおさめるものなら，ゴムの係数，ゴム束の長さを変えることでも，回転数は変えられる。しかし，ゴムの重量が変われば，全重量が変わるか

ら，飛行速度が変わり，進行率が変わる。したがって，ピッチ・直径比にも影響すること，また，重量は同じにして，ゴム束の長さを変えると，ゴム掛けの位置や重心の位置が変わることにも，注意しなければならないのである。

▶(7) プロペラは翼素の集合体であるから，作用する空気力は翼型に対する場合と同様に考えることができる。推力はT，プロペラの先端の速度をu，プロペラの描く円の面積を S_P，空気の密度を ρ とすれば，

$$T=\frac{1}{2}C_1\rho u^2 S_P \cdots\cdots (3.8)$$

と書くことができる。ここにC_1は定数である。回転数をn，プロペラの直径をDとすれば，

$$u=n\pi D, \quad S_P=\frac{1}{4}\pi D^2$$

であるから，(3.8) 式に代入して整とんすれば，

$$T=\frac{1}{8}C_1\pi^3\rho n^2 D^4$$

となる。$\frac{1}{8}C_1\pi^3$ は定数であるから，これをC_Tと書いて**推力係数**とすれば，

$$T=C_T\rho n^2 D^4 \cdots\cdots (3.9)$$

が得られる。

次に，プロペラのトルク Q は，

$$Q=\frac{1}{2}C_2\rho u^2 S_P D \cdots\cdots (3.10)$$

と書ける。ただし，C_2 は別の定数である。同様にして，

$$Q=\frac{1}{8}C_2\pi^3\rho n^2 D^5$$

となる。$\frac{1}{8}C_2\pi^3$ は定数であるから，これを C_Q と書いて**トルク係数**とすれば，

$$Q=C_Q\rho n^2 D^5 \cdots\cdots (3.11)$$

が得られる。

プロペラに与える馬力Pは，Qにプロペラの回転角速度ωを掛けたものであるから，

$$P=Q\omega \quad \cdots\cdots(3.12)$$

しかるに，$\omega=2\pi n$ であるから，(3.12)式は

$$P=C_Q\, 2\pi\rho n^3 D^5$$

となる。$2\pi C_Q$ を**馬力係数** C_P で置き換えると

$$P=C_P\,\rho n^3 D^5 \quad \cdots\cdots(3.13)$$

が得られる。

プロペラの推力馬力は$T\times v$であるから，プロペラ効率 η は，

$$\eta=\frac{T\cdot v}{P} \quad \cdots\cdots(3.14)$$

であるから，(3.9)，(3.13)を代入すれば，

$$\eta=\frac{C_T\,\rho n^2 D^4 v}{C_P\,\rho n^3 D^5}=\frac{C_T}{C_P}\cdot\frac{v}{nD} \quad \cdots\cdots(3.15)$$

となる。右辺の第2項v/nDはこの章の §3.3. で述べた進行率である。

プロペラの効率は進行率に C_T/C_P を掛けたものである。◀

進行率はピッチ・直径比の決定に，ひいてはプロペラ翼素の迎角の決定に対する根元的要素であった。したがって，この v/nD に対する η の変化の状態をグラフにすれば，**図3-14**のようになる。

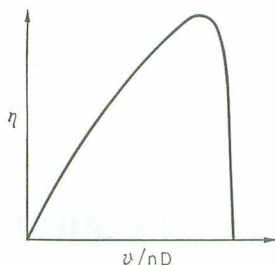



図 3-14

これによると，$\eta=0$ となるのは $v/nD=0$ の点，すなわち，$v=0$ つまり，静止している場合と，$T=0$ で飛行している点，すなわち，降下飛行で飛行速度とピッチとが等しい場合の2点である。$T=0$ より先は η は負となり，風車が風で回る場合と同じ状態となるのである。

模型飛行機がエンジンをかけたまま止まっている場合は $v=0$ であるから，$v/nD=0$ のところであって，滑走し始めて速度が大きくなるにしたがって，

vn/D はだんだん増加してくるから，効率はだんだん良くなって，巡航速度の付近で効率は最大値となる。それより速度が大きくなると，効率は急速に低下し，ついには風車となってしまう。

§ 3.6. 可変ピッチ・プロペラの必要性

前にも述べたように，飛行速度や回転数が一定でなければ，翼素の取付角も変わるはずである。進行率の問題でも触れたように，特にゴム動力機では時々刻々変化する回転数に応じて，ピッチが変わってくることが理想的である。エンジン機の場合でも，固定翼角のプロペラで，出発・上昇飛行・水平飛行のいずれの場合でも，効率最大の状態にするということは不可能である。

また，前述の効率曲線からわかるように，曲線の最大値付近は急激な変化をしている。すなわち，山がとがっていることは，効率の良い速度は非常に狭い範囲に限られることを示している。

そこで考え出されたのが，**可変ピッチ・プロペラ**である。これはピッチを変えることにより，効率曲線に幅を持たせ，効率最高の点を連結してゆるやかな曲線にしようというのである。**図3-15**の実線が可変ピッチ・プロペラの効率曲線を示している。A, B, C はそれぞれピッチ・直径比が 0.9，0.7，0.5 のプロペラの効率曲線である。

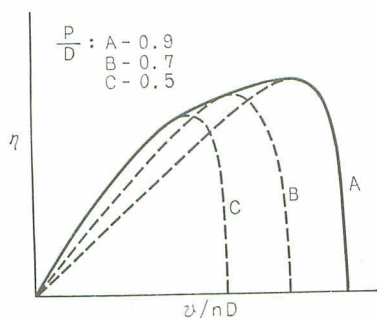



図 3-15

模型飛行機では，必要性を認めながらも，その機構が複雑になり，また，模型飛行機の部品の中で，プロペラが損傷しやすいものの一つであるというようなことからか，まだ良い可変ピッチ・プロペラは実現していない。

図3-16に掲げるのは，ゴム動力機に用いられている**フリップ・フロップ・プ**

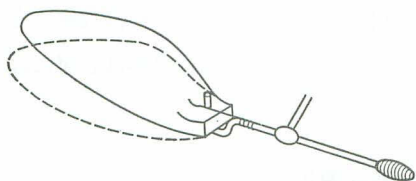



図 3-16

ロペラというものである。折りたたみ式プロペラによく似ているが，折りたたむばかりでなく，回転による遠心力と，推力とのつりあい態状によって，はねの位置が決まり，ちょうど翼端上反角の上反角が大きくなれば迎角が小さくなる理由と同じで，飛行速度が小さいときは，はねが前方へ傾き，迎角が小さくなり，速度が大きくなれば，はねは遠心力のほうへもどって迎角が大きくなる。また，トルクが小さくなって，プロペラ効率が負になると，はねは風の方向に折りたたみ，抗力を小さくするのである。

可変ピッチ・プロペラではないが，効率が負になった場合，たとえば，エンジンが停止し，あるいはゴムがほどけてきた場合に，プロペラの空気抵抗を，すなわち，有害抵抗をできるだけ小さくするために考案されたフェザリング・プロペラ，空転式プロペラ，折りたたみ式プロペラなどがある。これらは，ほとんど，ゴム動力機に用いられるものであって，エンジン機では，エンジンの始動にプロペラが用いられることが原因と思われるが，ほとんど見ることができない。

i）**フェザリング・プロペラ**　回転が止まったとき，翼角を変えて最小抵抗の状態にすることができるようにしたもので，**図3-17**の**左**は動力飛行中の状態で，回転が停止すると，かぎがはずれて**右**のようになる。これは1950年のウェーク・フィールド杯競技で２位となったテッド・エバンスのバンステット号に装置したものである。

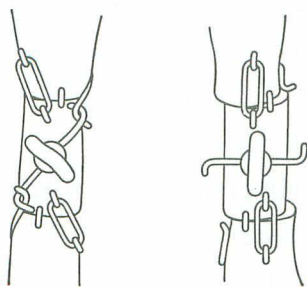
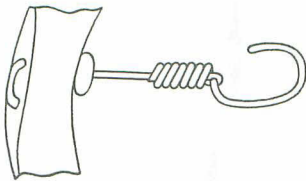
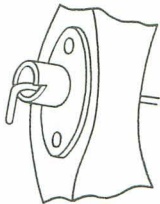
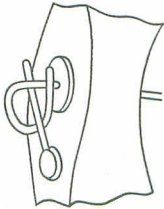
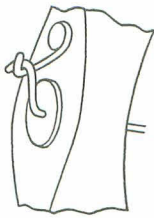



図 3-17

ii）**空転式プロペラ**　ゴム動力による回転が停止したとき，詳しくはηが負になったと

き，自動的に自由になって風車のように回転し，空気抵抗を小さくするものである。

これは構造も簡単であって，比較的古くから用いられているもので，ライト・プレーンのように小型なものから，大型に至るまで用いられる。図3-18はそのおもなものである。

図 3-18

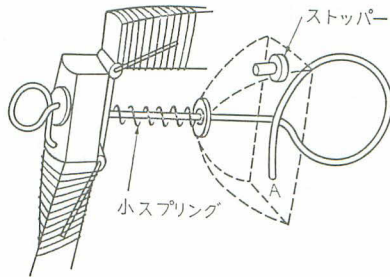



図 3-19

iii）**折りたたみ式プロペラ**　これも空気抵抗を減らす目的は空転式と同じであるが，用が無くなったプロペラを折りたたんでしまっておこうというのである。

ゴム束がある程度以上巻いてあれば，プロペラの回転軸は，回転力とともに引っ張られるから，この引っ張る力を利用して，ある張力以下になったら図3-19の小スプリングが働き，プロペラを前のほうへ押す。そうすると，プロペラ軸のゴム掛けのA部がストッパーに当たって止まる。そうすれば，プロペラのはねを胴体の左右とか，上下に折りたたむ位置が確実に決まるのである。ゴムが巻き込んであれば，その張力によって小スプリングが押し縮められているから，A部はストッパーからはずれていて，プロペラは回転することができるというわけであ

る。折りたたみ式プロペラで注意しなければならない点は，折りたたむことによって，重心が移動することである。

§ 3.7.　プロペラの干渉

プロペラが胴体や翼の近くで回転すると，胴体や翼は干渉を受ける。逆に，プロペラは胴体や翼の干渉を受ける。

(1)　胴体による干渉

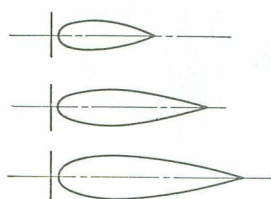



図 3-20

胴が太いほどプロペラの効率は低下し，胴体が長いほどプロペラ効率が低下する。**図3-20**の一番長い胴体の場合，プロペラの直径の 0.7 の太さにした場合，最高効率がプロペラ単独の場合に比べて 4 %くらい低下する。

(2)　プロペラ・ハブの干渉

図3-21はプロペラ・ハブの直径による効率の変化と，同じ直径のプロペラ・ハブでもその先端の形によって効率が違うことを示したものである。プロペラ・ハブの直径はプロペラの直径の 0.25，0.39，0.46 で，左側の数字は最大

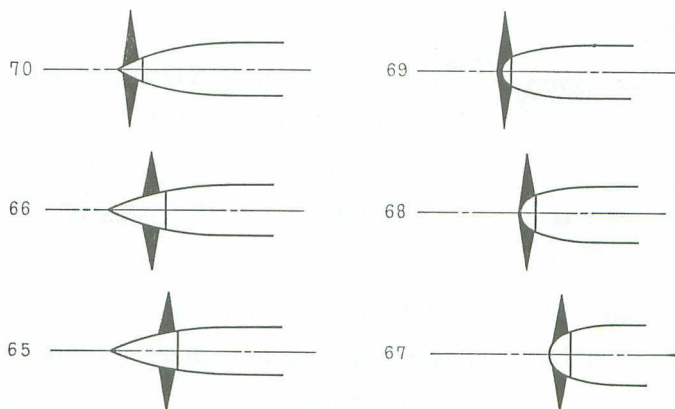



図 3-21

効率（%）の値である。ハブの径が大きい場合にはとがったものより丸味のあるほうが有利である。

(3) **翼との関係位置（図3-22参照）**

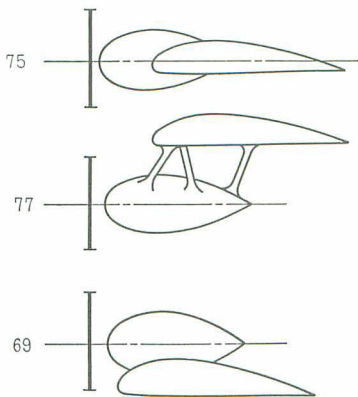



図 3-22

左側の数字は最大効率（%）の値である。上と中はほぼ同じであるが，支柱の抵抗が増加するので中より上のほうがよく，下が最も影響が大きい。

(4) **プロペラのはねの数**

プロペラのはねが1枚であっても，回転しているのであるから，1回転ごとにはねがやってきて，2枚，3枚と重ねた状態となるわけである。はねが2枚のものでは，この重なる翼の間隔が半分になったことになり，はねが3枚，4枚と増加するにしたがって，翼の間隔が 1/3，1/4 と縮まることになる。そうすると，翼が互いに干渉して，効率が低下することが考えられる。普通に使われるプロペラは2枚ばねであるが，半分，すなわち，1枚ばねにしてバランスをとったものの2倍の推力が出るかといえばそうでなく，1.7倍以下の推力しか出ないのである。3枚，4枚の場合はより以上の干渉を起こすことは想像できると思う。

▶(3) §3.8. プロペラ理論の概要

推進方法の大きな進歩は，一般にプロペラ推進から反動推進になったことだと考えている。しかし，力学の原理から見れば，プロペラもやはり反動による推進装置なのである。

昔はプロペラの翼がねじの一部であって，ねじが固体の中をはいっていくよ

うに，プロペラは空気の中へ押し進んで行くという考えで，軸方向の進み方がピッチに等しいとき，プロペラの効率を100％と考え，摩擦を無視して，前進することによってなされる仕事が，プロペラを回すために必要な仕事に等しいとしたのである。空気ではすべりがあるから，もしプロペラにすべりがあれば，推進力と前進距離の積が仕事であるから，すべりの％だけ引いたものが，プロペラの効率であるとしたのである。

プロペラが反動の原理によるとした，運動量理論というのがある。

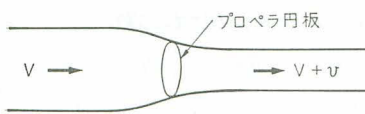



図 3-23

プロペラを1枚の円板と考え，この円板（**プロペラ円板**という）を通して空気が流れると考える。空気は速度Vでプロペラ円板へ近づき，円板を通過したあとは速度が $V+v$ となったとする。すなわち，プロペラは空気を前のほうから取り入れて，後のほうへ加速して出すのである。この場合の運動量の変化の割合が，推進力に等しくなるのである（**図3-23**参照）。

プロペラ円板を単位時間に通過する空気の質量をMとすれば，Mvは運動量の変化の時間に対する割合を与えるものである。一方，プロペラが速度Vで静止している空気の中を進むと考えると，そのときの仕事は空気の運動エネルギーの増加$\frac{1}{2}M[(V+v)^2-V^2]$に等しいはずである。そこで有効な仕事 MvV をこれで割ったものを，効率と定義すれば，

$$\eta=\frac{MvV}{Mv\left(V+\frac{v}{2}\right)}=\frac{1}{1+\frac{v}{2V}} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots (3.16)$$

となる。これは **推進効率** といわれるものである。推進効率が良いということは，ηが1に近いことであるから，vはVに比べて小さくなければならない。したがって，効率の高いプロペラというのは，それを通過する空気の速度増加が小さいということである。

ところで，この理論では，運動量の変化によって推進力が定められるけれど

も，この推進力が，空気からプロペラへどのようにして伝えられるかには，何も言ってくれないのである。また，流れの運動エネルギーの増加の割合に等しい動力（馬力）が，回転するプロペラによって注ぎ込まれなければならないことは示しているが，回転のトルクによって仕事がどのようにして空気に伝えられるかについて，何も言っていない。

そこで，まったく立場を異にする翼素理論というのが現われるのである。この章の初めに，プロペラを翼素の集合として扱い，流入角 φ の合成速度 U の方向に対し迎角 α で進行し，そのときの揚力，抗力をはね全体について集計して，推力，トルクを算出することを述べた。これが，翼素理論の考え方である。

翼素の揚力を dL，抗力を dD とし，それを進行方向と回転方向との分力に分解し，進行方向の分力の和は翼素が発生する推力 dT であり，回転方向の分力の和に中心から翼素までの距離 r を掛けたものがトルク dQ である。すなわち，

$$dT = dL\cos\varphi - dD\sin\varphi \quad \cdots\cdots(3.17)$$

$$dQ = r(dL\sin\varphi + dD\cos\varphi) \quad \cdots\cdots(3.18)$$

である。翼素の翼弦を t，長さ（半径方向の厚さ）を dr とすれば，面積は，$t \cdot dr$ であるから，

$$dL = \frac{1}{2}C_L\,\rho\,U^2\,t\,dr \quad \cdots\cdots(3.19)$$

$$dD = \frac{1}{2}C_D\,\rho\,U^2\,t\,dr \quad \cdots\cdots(3.20)$$

である。流入角 φ は，

$$\tan\varphi = \frac{V}{r\omega} \quad \cdots\cdots(3.21)$$

で計算できる。この dT, dQ をはね全体について集計して，推力 T，トルク Q を求めるのである。

この二つの理論は，実は同じ事がらを違う立場から考えているのであって，運動量理論のほうは，力学の基本法則を適要したものであり，翼素理論のほうは，流体とプロペラとの間の局所的な相互作用に基礎をおくものである。

しかも，双方共少しずつ不完全さを持つものであった。

そこで，両方を組み合わせることによって，ほとんど完全なものとなってきたのである。運動量理論は明らかに，プロペラ円板を通過する流れの進行方向の速度のみを考えた。しかし，プロペラの回転によって空気には回転が与えられ，回転する空気の角運動量は回転軸に働くトルクに等しくならなければならない。したがって，空気はプロペラ面内で，プロペラと同じ方向に回転することになり，円周方向の相対速度は $r\omega$ より小さくなる。この修正を行ない，プロペラ先端の影響をも取り入れた渦理論による修正，次々に回ってくるプロペラのはねがちょうど多葉翼と考えられることから，翼列理論によって修正されて，ようやく完成されてきたのである。

プロペラのような簡単な装置の作用について，最初はねじの類推から始まり，ついには理論的な流体力学の原理に基づき，数学的手段を用いる完全な理論に至るまで，漸進的に知識が明らかにされたことは愉快なことである。◀

第4章　構造と強度

§4.1.　軽くて強い機体

模型飛行機を作るに当たって，その外形を空気力学的見地から合理的な，効率のよいものにすることは，第一に必要な条件であるが，機体をできるだけ軽く仕上げることも，それに劣らぬ大切なことである。

機体が軽くできあがれば，動力を載せたり，コントロール機構を積んだりしても，全体の目方を軽くすることができるから，翼荷重に制限がなければもちろんのこと，たとえ制限があるにしても，飛行性能にとってきわめて有利な条件である。たとえば，ゴム動力機だとすれば，機体が軽い分だけ多く動力ゴムを積むことができるから，上昇性能を向上することが有利となるわけである。

軽く軽くと思うあまり，強さのことを忘れてしまって，桁(けた)や縦通し材などを細くしすぎると，飛行中に翼が折れたり，振動を起こしたりする危険がある。競技会などで実物そっくりの空中分解を起こして観衆を喜ばせることがある。これはあまり軽くしようと思って，強さが足りなくなった結果であることはいうまでもないが，必要以上にむやみと丈夫な，重すぎる機体を作って，貧弱な上昇性能しか得られないのに比べれば，むしろ技術的に進んだものといえよう。さらに進んで，丈夫な軽いものを作るところまでいけば，立派な，科学的な模型飛行機ができあがるわけである。

軽くて丈夫な模型飛行機を作るためには，まず第一に，滑走しているときや飛行しているとき，着陸のときやその他いろいろの場合に，主翼や尾翼，胴体あるいは脚などに，どんな力を受けるかを，正しく予測しなければならないこと，次は，この力を受けた場合に，各部分が折れたり，曲がったりしないため

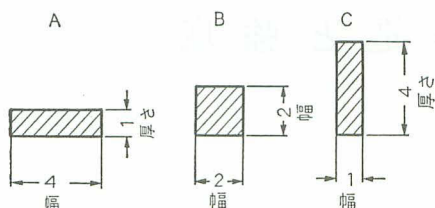



図 4-1

には，最小限度どれくらいの寸法にしたらよいかを計算する必要がある。また，部材をどんなふうに組み合わせたらよいかも考えていかなければならない。

角材の使い方にもいろいろあるが，強さを考える場合は主として桁としてである。桁はその断面積が同じでも形が違えば曲げモーメント(力×腕の長さ)に耐えられる強さが違ってくる。**図4-1**の A, B, C はその断面積はいずれも 4 で等面積である。したがって，この角材は同じ長さではその重さも等しいのである。ところが，曲げに耐える強さは，CがBの２倍でBがAの２倍である。けっきょくCはAの４倍である。すなわち，**曲げモーメント**に耐えられる強さは，断面の幅に比例し，厚さの２乗に比例するのであって，図 4-1 の例でいえば，同じ断面積の角材を平たく使う場合は4×1^2 となり，縦に使う場合は 1×4^2 となるので，強さが４倍にもなるのである。もし，１×１の角材とCとを比較すると，1×1^2 と 1×4^2 となり，16倍にもなる。この場合は重さが４倍になったけれども，強さは16倍になったのである。つまり，幅のわりに高さの高いもののほうが，曲げに耐える桁の断面としては，有利なわけだが，しかし，これにも限度があって，あまり極端に幅を減らすと，桁が薄くなり過ぎて，ねじれるように横倒れをするおそれがあるから注意を要するところである。実用的には，だいたい幅１に対し，高さが２～４が適当である。

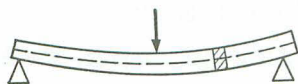



図 4-2

角材が曲げられた場合，**図4-2** でわかるように，角材の上側の面では互いに押し合って縮んでいる。下側の面では互いに引っ張り合って，伸びている。ところが，中央の点線に近くなるにしたがって，その伸び縮みの量が小さくなり，点線のところで伸びても縮んでもいない

状態が考えられる。伸び縮みが無いということは力が加わっていないのと同じであるから，そのところの肉を少しぐらい取っても，曲がり方にはあまり関係しないだろう，ということで鉄道線路のレールの断面はあんな形になったのである。そこで，模型飛行機の桁にもそのことが応用できるだろうから，考えてみるとしよう。

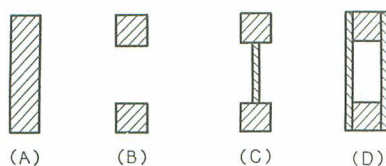



図 4-3

図4-3 の(A)のような角材の代わりに，極端に肉をぬすんだ(B)のようにしたら同じくらいの強さでずいぶん軽い桁ができるわけである。しかしこの(B)は変形しやすい欠点があるから，(C)のようにすれば相当に強い桁となるが，ねじれに対しては(D)に及ばない。これらのところを注意して桁の構造を決めれば，軽くて強い桁が得られるのである。

ところで，桁の曲げモーメントに耐えられる強さは，その使用材料によって決まってくるのであるから，どんな材料を使うかが問題である。一般に模型飛行機の桁の材料として使用されるのは桧かバルサであるが，同じ桧でもなにせ桁そのものが細いのだから，硬質・軟質・赤身・白身種々さまざまで，弱いものは強いものの半分の強さにも及ばないことがある。よく吟味選別して使用すべきである。

必要な曲げモーメントに対して，これに耐えられるような桁の断面の寸法は，計算によって求めることもできるが，少々やっかいだから，実験の結果をもとにしたグラフ（**付図2, 3**）を利用することにしよう。

§ 4.2. 主翼の構造

主翼に加わる力　模型飛行機が一定の速度で，水平直線飛行をしているときには，自分の目方に等しい揚力が主翼に働いていることは，前に述べたとおり

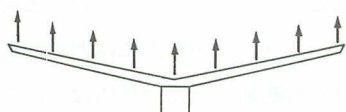



図 4-4

である。すなわち，

揚力＝模型飛行機の重さ

である。**図4-4** でわかるように，主翼には模型飛行機全体の重さに等しい力が上向きに働いている一方，下向きには主翼の重さと，主翼以外の重さとを加えた力が働いているのであって，主翼の曲げモーメント（上向きの）に対しては主翼自身の重さはこの曲げモーメントと反対の力の作用となり，したがって，

（模型飛行機の重さ）－（主翼の重さ）…………………… (4.1)

だけの力が主翼の曲げモーメントとして作用していることになるのである。上昇のときも下降のときも，一定の速度で直線飛行をしておれば，これとほとんど同じであると考えてよい。もし，模型飛行機が上のような飛行だけしているものなら，**図4-5** のように主翼の中ほどで支えてみて，主翼が折れたり，ひどくたわんんだりしなければ，主翼の強さは充分なわけである。

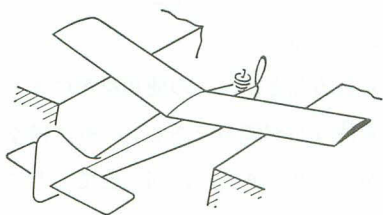



図 4-5

ところが，模型飛行機はいつも一定速度の直線飛行ばかりしているわけでなく，ときには急旋回もするし，場合によっては宙返りをすることがあり，急降下して引き起こされるようなこともある。このようなときには，模型飛行機には自分の重さの何倍もの遠心力が働くから，主翼には直線飛行のときの何倍もの力が加わるとみなければならず，主翼がこれで折れ曲がっては困るのである。

また風の強い日などには，不意に **図4-6** のような状態で突風に合うことさえある。そうすると主翼にはかなり強い風圧がかかり，水平飛行の場合の何倍もの力が加わることを覚悟しなければならないのである。

荷重倍数　上のように直線飛行の場合の数倍の力が主翼に加わるとすれば，

図 4-6

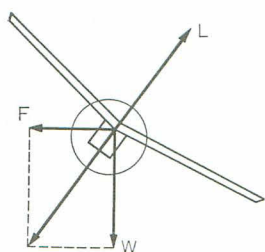



図 4-7

主翼の強さはそういう場合でも安全であるように，直線飛行の場合に見合うような強さよりはずっと強く作ることが必要である。したがって，どのくらいの強さにすればよいかを見当をつけるために，いろいろの場合を考えてみよう。まず急旋回の場合は，**図4-7** のように重力 W の外に遠心力Fが生じ，主翼には W と F との合力と等しい大きさで向きが反対の揚力Lが必要である。遠心力Fは旋回半径が小さいほど大きくなるから，旋回半径が小さくなればなるほど合力は大きくなるとともに外側（F のほう）へ傾きが強くなるのだから，揚力の方向はこの合力の方向と一致するようにしなければならない。つまり主翼の傾き（**バンク**）を大きくしなければならない。すなわち，傾きの大きいほど，旋回半径の小さいほど揚力の値は大きくならなければならない。たとえば，45度傾いた旋回飛行ならば，揚力は模型飛行機の重さの 1.4倍，もし60度ならばその大きさは重さの２倍にも達するのである。模型飛行機は横すべりの無い完全な旋回飛行をすることはめったにないかも知れないが，動力が強すぎる場合など，離陸直後に完全な旋回に近い，しかも非常に激しい急旋回をすることがある。そういうことを予想すると，主翼には重さの２～３倍ぐらいの力がかかるものと覚悟しなければならないだろう。

次に急降下をしてきて，急に引き起こすということは滞空競技機にはないと思われるが，これは必ずしもラジオ・コントロール機やUコントロール機の専売とは限らないのであって，自由飛行型滞空競技機でも，失速して頭を突っ込み急降下にはいり，速度がだんだんついてきて，頭を持ち上げるときなどは，引き起こしに非常に近いものと考えてよい。模型飛行機が空中分解をするの

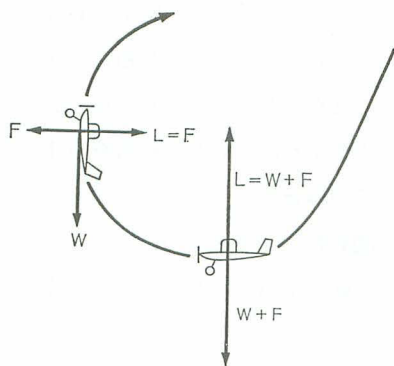



図 4-8

は，このような引き起こし状態のときによく起きるようである。

引き起こしの場合には**図4-8**でわかるように，重さと遠心力とを加えた大きさの力が主翼にかかるのであって，戦闘機などの場合には重さの6～7倍の揚力が瞬間的に生ずることがある。模型飛行機の場合は実際に測定してみないと，はっきりしたことは解らないが，曲率半径や飛行速度などから推測すると，コントロール機では実機とほぼ同じくらいに，重さの6～7倍の揚力が生ずるものと思われる。自由飛行型では上のように，失速して頭を突っ込み，急降下して速度を増し，頭上げ姿勢となる場合を推算すると約2.9倍となるのである。したがって，コントロール機では重さの6～7倍の力，自由飛行型では約3倍の力が加わるものと考えなければならないことになる。

また，飛行中にもし突風に遭ったとすれば，ちょうど上の引き起こしの場合と同じような結果となるのであって，突風があまりに急激にやってくると，模型飛行機は慣性のため急に速度を変えることができないで，しばらくはそれまでの速度で進行するから，その間は突風の分だけ速度が増加したことと同じになって，主翼の揚力が増加する。これもどうやら，重さの2～3倍の力がかかることがあると考えられるのである。

けっきょく，模型飛行機の主翼は，飛行中に重さの2～3倍の力を受ける可能性があると考えてよい。コントロール機では6～7倍の力を予想しなければならないかと思われる。このことは，すなわち，揚力が何倍かに倍加されるということになり，こういう運動をする場合は重さが倍加されると考えてよい。したがって，主翼にかかる力は（4.1）式の何倍というものになるのである。

この（模型飛行機の重さ）－（主翼の重さ）を単位として考えると便利であるから，これを**単位荷重**と呼ぶわけである。

そこで，模型飛行機の主翼が単位荷重の２～３倍の力を受けるものとして，もし主翼の強さをちょうど単位荷重の２～３倍の力でぎりぎりの強さにしておいたとすれば，この予想よりも少しでも大きな力が加われば，たちまち空中分解を起こすことになる。これでは危険であるから，普通は上のように予想される力の２倍くらいに耐えられるようにするのである。つまり２倍の安全率を見込むわけである。

したがって，模型飛行機の主翼の強さとしては，自由飛行型では単位荷重の４～６倍に，コントロール型では単位荷重の12～14倍に耐えられるようにしなければならないことになる。この最終的な倍数を**荷重倍数**というのである。

現在の模型飛行機について，主翼の桁がどの程度になっているかを調べてみると，自由飛行型で６～18，コントロール型で18～28というように，相当以上に大きな荷重倍数になっている。これは，桁だけの強さであるから，前縁・後縁をつけ，紙を張ったりすると，主翼全体として，さらに10～20％は強くなっているとみられるから，理論から出した標準より非常に大きくしてあることがわかる。しかも，このような荷重倍数にしても，飛行性能が相当発揮されていることからして，このへんに荷重倍数を引き上げたほうが安全であるとも言えよう。

このことは，主翼が大きな力を受けてもこわれないというだけでなく，ひどくたわんだり，振動を起こしたりしないように，強度に相当の余裕を持たせるものと考えてよいと思うのである。

グライダーの場合は飛行中よりも，曳航中に受ける力のほうが大きくなるもので，飛行中の２倍くらいになるとみるべきと思われるから，これらのことを考え合わせて，参考のためだいたいの目安として，純競技機よりは計算上の強度のゆとりをもたせて，荷重倍数が

ゴム動力機	6～8
ガス・フリー	8～10
グライダー	12～18
コントロール機	20～30

となるように，主翼の桁を設計しておけばよいと思われる。

荷重倍数を大きくとるということは，当然の結果として重量が増すことになる。ひいては性能も低下するということを覚悟しなければならない。

模型飛行機は，強度を必要最小限度に切りつめ，つりあいと安定に注意し，動力とのバランスをとり，むやみに大きな力が主翼に加わらないようにすることが，最も正しい行き方のように思われるのである。

曲げモーメント 模型飛行機が飛んでいるとき，その主翼にどれほどの荷重が加わるか，これに対して主翼の強さをどれほどにすればよいかがわかれば，次には希望どおりの強さを与えるためには，主翼の構造をどうすればよいかが問題となる。主翼の構造を考えるについては，主翼に対して力がどういうふうにかかるかがわからなければ問題にならない。そこで，主翼の揚力の分布をもう一度よく調べてみる必要がある。主翼を左右別々に考えることにしよう。飛行している場合の揚力は，**図4-9** のように各翼素に発生する揚力を左右それぞれに合成されたものが L_1，L_2 であるから，この L_1，L_2 が中心から離れているか，近いかによって，上のほうへ曲げようとする状態が違ってくる。この曲げられる状態の程度を数量的に表わすと，

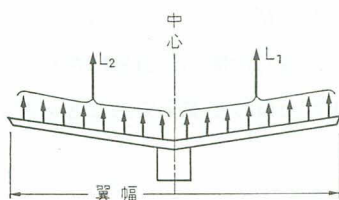



図 4-9

$$(\text{力})\times(\text{腕の長さ})=(\text{曲げモーメント})\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\quad(4.2)$$

となる。腕の長さというのは，たとえば，L_1 と中心との距離のことである。この距離，すなわち，腕の長さが大きくなれば（ということは，同じ力をだんだ

ん翼端のほうに加えると，ということである）曲げモーメントは大きくなり，曲げようとする程度が大きくなることである。

そこで，主翼のつけ根のところに働く曲げモーメントを考えてみると，主翼が根もとから端まで同じ大きさの翼型で，矩形翼とすれば，L_1，L_2 の作用する場所はちょうど中央のところになる。すなわち，中心から翼幅の 1/4 の距離だけ離れたところである。つまり，腕の長さは（翼幅)/4 である。L_1，L_2 の大きさはそれぞれ，

$$\frac{（単位荷重）\times（荷重倍数）}{2}$$

となるから，片方の翼の曲げモーメントはこの揚力の大きさと腕の長さとを掛けたものである。それは，

$$\frac{（単位荷重）\times（荷重倍数）}{2}\times\frac{翼幅}{4}$$

となり，したがって，

$$（主翼の中心部の曲げモーメント）=\frac{（単位荷重）\times（荷重倍数）\times（翼幅）}{8} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (4.3)$$

で主翼の根もとにかかる曲げモーメントを計算することができる。この式で計算した値はあくまでも主翼のつけ根のところにかかる曲げモーメントであって，翼端のほうへいくとこれよりも小さくなっていくのである。たとえば，この式の計算値が**図4-10**の１の矢であるとすれば，２の位置では２より外側，すなわち，２より翼端側だけの揚力を考えればよいから，２の位置を固定点と考えると２より翼端側の揚力の合力は１のときのものより小さい２の矢で，そのうえその合力と２との距離，すなわち腕の長さも１の場合より小さくなる。同様に 3，4，…，は合力がだんだん小さくなると同時に腕の長さも小さくなっていくから，それぞれの位置の曲げモーメントは放物線的に急激に小さくなっていくのである。図

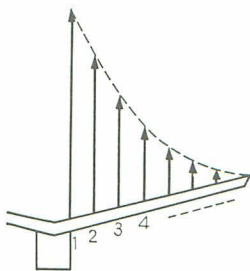



図 4-10

4-10にその減少の状態が示してあるが，このように翼端に近づくにしたがって，曲げモーメントが急激に減少するのであるから，それに耐える翼の構造としては，根もとでは特に丈夫にし，翼端に近づくにしたがって弱くしてよいことになる。すなわち，強度の主役をする桁の大きさは，根もとを太くし翼端のほうを次第に細くしても心配がない。また，そのほうが重さも軽くなって合理的である。

以上は，腕を水平にあげたような**片持式**についてであって，支柱で支えた**図4-11**のような**半片持式**では支点Mで最大値となり，外側（翼端側）へも内側（胴体側）へも減少していくのである（図4-11に点線で示す)。またM点における曲げモーメントは，片持式の場合の1/4でよいことになる。支柱による事故を度外視すれば，曳航時の大きな荷重を受けるグライダーには理由のある構造といえるだろう。

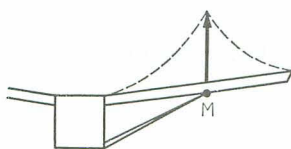



図 4-11

翼端へいくにしたがって翼弦が小さい先細翼（テーパー翼ともいう）の場合は，各翼素の揚力が翼端へ近づくにつれ小さくなるから，その合力の作用する点が胴体のほうへ近寄ることになる。したがって，翼のつけ根の最大曲げモーメントは矩形翼の場合よりは小さくなり，構造上軽くて丈夫なものを作りやすくなるのである。実物の飛行機に先細翼が多いのは，空気力学的に良くなるばかりでなく，構造上有利である点も大きな理由になっている。

翼端へいくにしたがって迎角を小さくするねじり下げも，また翼端へいくにしたがって各翼素の揚力が小さくなるため，合力の作用点が胴体側へ近寄り，腕が短くなることとなって，翼のつけ根の最大曲げモーメントを小さくすることになるのである。

主翼の強度部材　主翼には，曲げモーメントの外に，ねじりモーメント，剪(せん)断荷重などがかかるが，この中で最も重要なものはなんといっても曲げモーメ

ントである。それならどうすればこれに耐えられるような構造が得られるかを考えてみよう。

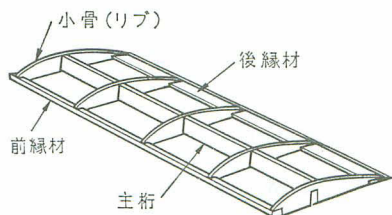



図 4-12

模型飛行機の主翼の構造としてはだいたい**図4-12**のように１本または２本の主桁が中心となり，前縁材・後縁材が**小骨（リブ）**によって主桁に結合されて骨組みができ，これに紙または絹などを張ってある。

飛行中の主翼に生ずる空気力は，まず紙の表面に働き，それがリブによって前縁・後縁・主桁に伝えられ，翼端から順次胴体のほうへ達すると考えよう。そうするとこの空気力を胴体へ伝えるものは主桁・前縁・後縁であって，この３部材にどんな割合で伝えられるかは，その各部材の強さの割合できまるのであるが，極端な場合として，主桁とリブとを非常にがっちりしたものにし，前縁・後縁を糸で張っただけにしておけば，主翼に加わる風圧荷重（空気力）は主桁だけが受け持つと考えてよい。それほど極端でなくても，前縁材や後縁材が主桁に比較してへなへなのものであれば，荷重はほとんど全部主桁が受け持つと考えてよい。

8mm×2mm の桧材を主桁とし，3mm×3mmの桧材を前縁，直径1.5mmの竹ひごを後縁として，リブで組み立てた主翼骨組み全体(紙を張らない)と，この主桁のみとの荷重試験の結果はほとんど差が無かったのである。このことは，主翼に加わる曲げ荷重はほとんど全部主桁が受け持ち，前縁・後縁は曲げ荷重に対しては，なんの力にもならず，前縁・後縁材はリブと協力して，紙をきちんと張るわくの役目にあるといえるのである。

いろいろの模型飛行機について調べてみると，主桁と前縁材・後縁材との寸法の割合は，かなりまちまちであるが，だいたいにおいて揚力による曲げ荷重に対しては，前縁材・後縁材は役に立たぬものと考えてよい。そう考えておけ

ば，前縁材や後縁材がいくらかでも助けになれば，それだけ丈夫になるのであるから，安全側になるわけである。

主翼の強さに対して見逃してならないのは，紙や絹の働きである。上の骨組みだけの場合と，これに紙を張った場合とでは，紙を張ったほうが翼端のたわみで約25%小さく，破壊荷重では約1.4倍にもなったのである。翼に揚力を生ずれば，曲げ荷重は上向きであるから，翼は上方へたわみ，したがって，上面の紙は幾分たるみ，下面の紙はぴんと張り切って，翼の曲げ強度が1.4倍にもなったわけである。

この実験はトレーシング・ペーパーを張って，透明ラッカーを1回塗ったもので行なったのであるが，紙の種類，塗装回数によっては，想像以上に強化されていると思われるのである。

さて，前縁材は曲げ荷重に対しては，ほとんど役に立たないが，模型飛行機が木の枝などにぶつかった場合にはよくこわれる部分であるから，そのことも考えて材料の大きさや材質を選ぶようにしなければならない。

後縁材は曲げ荷重には役に立たないし，ものに衝突した場合にもあまり問題にはならないが，あまり弱いと湿度の変化などによって紙が伸び縮みするため，紙の張力によって変形することになる。そうなると飛行性能に直接悪影響を及ぼすことになるから注意が必要である。

次に，翼のねじれに対する問題である。紙を張ることによって曲げに対する強さが増すことは上述のとおりであるが，それ以上にねじれに対する強さが増すのである。**図4-13**のように1本桁構造の主翼では，ねじれに対しては骨組みはほとんど無力である。紙がその大部分の責任を負っているのである。したがって，紙の張り方は，翼型を正しく形成するばかりでなく，ねじ

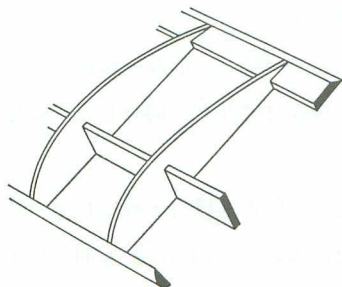



図 4-13

れや曲げに対する強度を負担させるのであるから，正しくピーンと張らなければならない。

ところで，紙は湿度の変化によって，伸縮の激しいものである。したがって，湿度の変化によって，ねじりや曲げに対する強度が変化することになる。そこで，それらに対する構造がいろいろと考案されてきたのである。その例を**図4-14**に示しておく，図4-13 よりはＡ，ＡよりはＢ，ＢよりはＣとだんだん構造が複雑になっていてねじれに対してＣが最も強い。**図4-15**は翼の骨組みを上から見た略図であるが，リブを斜に用いることによってねじれに対する強度を増加し，同時に長い間に狂いが出ないように考えられたものの例である。やはりＡよ

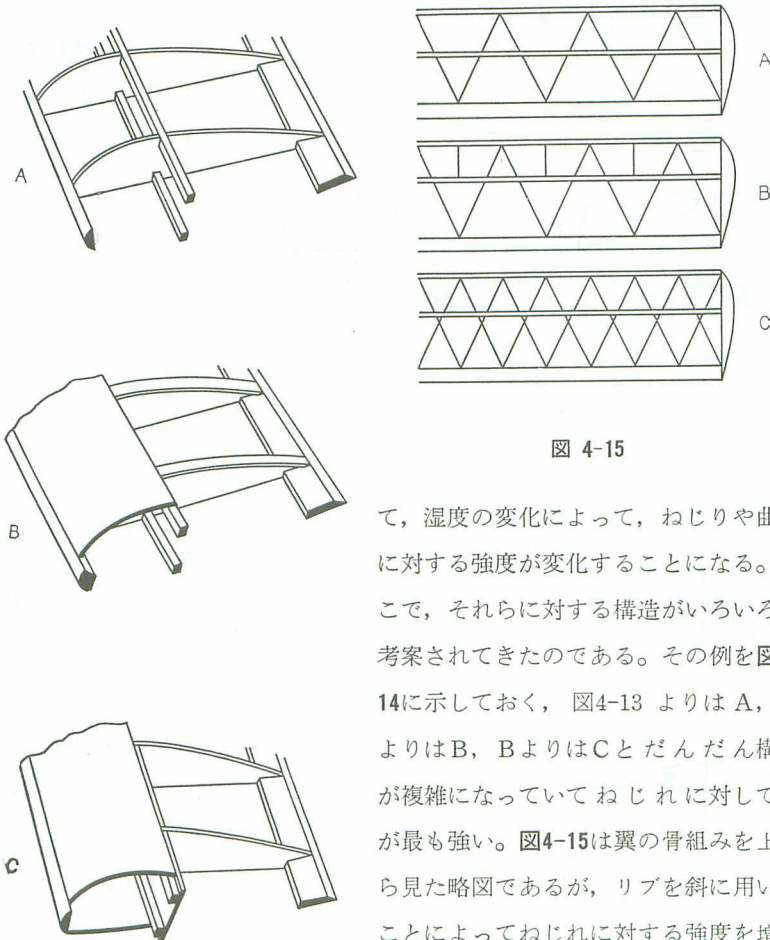
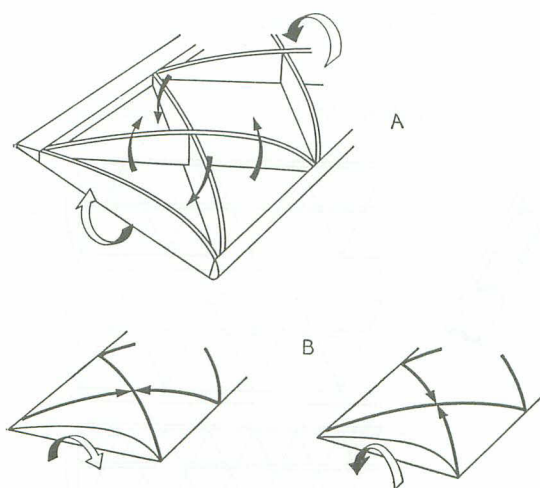



図 4-14

図 4-15

図 4-16

りはCのほうが複雑であるがねじれには強いのである。なぜCがねじれに強くなるかを説明したのが**図4-16**である。それはAでわかるように翼端にねじれがかかれば，リブは矢のように上方と下方へ向かう力がかかり，同時にBのような向き合う圧縮力が生ずるからである。リブを斜めにすることは，工作が相当むずかしくなるかわりに，翼の骨組み自体はガッチリしてくるのである。

桁の位置　桁をどんな位置に置くかということも大切なことである。もしも桁が風圧中心より前にあれば，**図4-17**の上の図のように翼は迎角を小さくする方向にねじられ，反対に桁が風圧中心より後にあれば図4-17の下の図のように迎角を大きくするようにねじられるのである。そこで翼がねじれないようにするには，桁の位置を風圧中心に一致させればよいわけである。ところが風圧中心は迎角によって前後へ移動するのであるから，どんな場合でも桁の位置が風圧中心に一致するようにすることは不可能である。

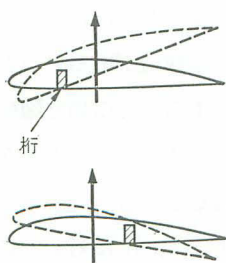
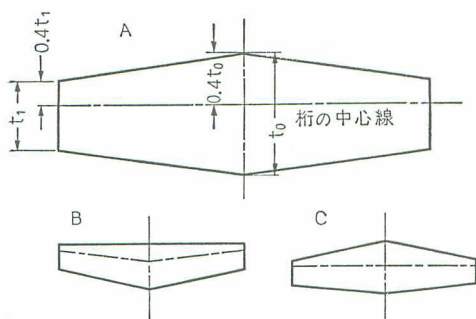



図 4-17

したがって，コントロール機のように迎角の変化の激しい模型飛行機では，風圧中心の移動も相当大きいから，充分注意する必要があるが，操縦機構を持っていない自由飛行型では，幸いにも飛行中の迎角変化が少なく，したがって，

風圧中心もそれほど広い範囲に移動しないから，桁の位置をきめることはそれほどの問題ではないのである。普通に用いられている翼型では，前縁から翼弦の30〜40％あたりが適当な位置である。

図 4-18

先細翼の場合には，一般に**図4-18**のAのように，桁をまっすぐに通し，中央翼弦での桁の位置が40％ならば，翼端でも40％になるようにするのが合理的である。Bのように勝手な形にして，どの翼弦でも桁の位置が40％になるようにすれば，桁が中央で折れ角を持ち，構造上不便である。そうかといってCのように桁をまっすぐに通すと，桁の位置の％が場所によって違い，初めに述べたような現象が場所によって起こってくることになるのである。

最大曲げモーメントの計算式　飛行中の主翼にどんな曲げモーメントがかかるかということのあらましは，前述の（4.3）式でよいが，曲げモーメントに耐えられるような桁の寸法を決めるためには，もう少し詳しく計算しておかなければならない。

図 4-19

まず，**図4-19**のように最も代表的な片持式の矩形翼を持った高翼機について考える。翼端の形が丸くても，だ円でも，角でも，曲げモーメントにはあまり大きな差は起こらないから，それは考えなくてよいことにする。

飛行中の主翼が耐えなければならない最

図 4-20

大の荷重は，主翼の単位荷重に荷重倍数を掛けたものから求めることができる。

このような荷重が**図4-20**のように翼幅に沿って一様に分布しているとすれば，胴体を計算に入れると，（4.3）式は，

最大曲げモーメント

$$=\frac{1}{8}\times(\text{単位荷重})\times(\text{荷重倍数})\times\frac{[(\text{翼幅})-(\text{胴体の幅})]^2}{(\text{翼幅})}\cdots\cdots \quad (4.4)$$

となり，主翼のつけ根のA点における最大曲げモーメントを算出する式が得られる。

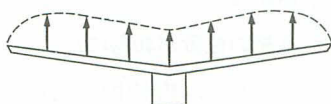



図 4-21

これは荷重が一様に分布すると仮定した場合のものであって，実際は矩形翼でも**図4-21**のように，翼端へいくにしたがって，荷重が減小していくのである。ゆえに最大曲げモーメントの値も，（4.4）式で計算したものよりは幾分小さくなるので，（4.4）式の係数 1/8＝0.125を0.115とすれば，だいたい正しい値が得られるのである。

図 4-22

先細翼では荷重の変化が激しく，曲げモーメントもそれにつれて小さくなる。その様子は**図4-22**に示すとおりであって，**先細比** 1：2 の翼では上の係数を0.108に，先細比 1：3 のものでは 0.105 とすればよいのである。矩形翼に比べると，1：2のもので6％，1：3のもので9％も小さくなる。これは先細翼の大きな利点である。

中翼や低翼では，主翼が胴体によって中断されているが，一般に胴体の部分

にもかなりの揚力が働いているから，模型飛行機の計算では，上の高翼のものをそのまま適用してもさしつかえないと思われる。

半片持式の翼（支柱で下から支えたもの，図4-11）では，支柱の支持点で曲げモーメントが最大となるが，この点の曲げモーメントの計算には(4.4)式の胴体の幅として，左右の支柱の支持点間の距離を用い，係数を矩形翼の場合でも0.103くらいにすればよい。

翼に加わる曲げモーメントは，だいたいにおいて翼を上のほうへ曲げるように働くから，これに耐える翼の構造としては，上下の方向に丈夫なものとするのが第一である。しかし，オートジャイロの回転翼が風を受けると，前のほうへ回り始めるように，大迎角の場合には前のほうへ主翼を押す力が働くことを忘れてはならない。前にも述べたように，主翼に大きな荷重がかかるのは引き起こしのような大迎角の場合である。このような場合は主翼は上のほうへ曲げられるだけでなく，前のほうへも押されることになるから，ラジオ・コントロール機などでは，翼の構造を決める場合このことを考えることが必要である。

主翼の取付部　模型飛行機では，主翼を胴体に取り付ける方法がいろいろと工夫されている。Uコントロール機には作りつけの固定式があり，ラジオ・コントロール機には金具やビスで固定するものが多く見受けられる。自由飛行型では，グライダーに差し込み式が見られ，動力機には糸ゴムまたはゴムひもで取り付けたものが多く見られる。地物などに激突した場合には，Uコントロール機やラジオ・コントロール機は固定式が多いので，ほとんどバラバラに破損してしまうけれども，グライダーやゴム動力機やエンジン機の自由飛行型では差し込みやゴムで取り付けたものが多いので，激突の際の大きな衝撃でも抜けたり，ゴムがはずれたりして破損を防ぐことができるのである。

しかし，前にも述べたように，飛行中の主翼には単位荷重（全体の重さから主翼の重さを引いたもの）の数倍の荷重が加わるから，このような荷重を受けても，取り付け用の糸ゴムやゴムひも，または差し込みの部分が充分これに耐

えるとともに，主翼の胴体に対する取付位置を確実に保持できなくてはならない。ややもすれば，上下方向にはしっかりしていても，前後方向にずれやすいものがある。ことに，翼弦方向の荷重は常識とは反対に前のほうへ強く働くのであるから，飛行中，激しい縦ゆれなどをして主翼が前方へずれたりすると，つりあいを失ったり失速したりすることがある。ラジオ・コントロールのシングル・トーンではゴムの取り付けが弱く，このような原因で妙な飛行姿勢になるものをよく見かけることがある。

§ 4.3. 尾翼の構造

尾翼の構造を決めるには，その強度が決まらなければならない。強度を決めるためには，主翼の場合同様，まず尾翼にどんな荷重がかかるかを調べなくてはならない。ところが，尾翼にかかる荷重を正しく予想することはなかなか困難なことである。

しかし，一方から考えると，尾翼が重くなれば重心が後退し，重心と尾翼との距離が小さくなり，縦横ともに安定の性質が悪くなる。したがって，尾翼を必要以上に丈夫にしてその重さを増すようなことは避けねばならない。そうかといって，尾翼が弱すぎても狂いやすく，飛ばすごとにいちいちつりあいを調整し直さねばならないのも不便であり，頭を少し突っ込んでスピードがついたと思うと，たちまち尾翼がすっ飛んでしまうのも困るのである。そこで，尾翼の強さに正しい基準を与えることが，どうしても必要になってきたのである。

主翼の風圧中心が，重心と一致していない場合には，水平尾翼に上向き，または，下向きの力が働いて，縦のつりあいを保っていることは前に述べたとおりである。この上向きまたは下向きの力は，一般に非常に小さな値で，そのままでは尾翼の強さを決定するには不便であるが，尾翼にかかる荷重が主翼の荷重にだいたい比例するものであることが，この値からわかるのである。そこで，主翼の荷重倍数の大きなものは，それに比例して尾翼の荷重も大きくなるもの

と考えてよい。また一方，尾翼の荷重が主翼の荷重同様に空気の力であることを思えば，尾翼の面積が大きくなるほど，それに比例して大きくなり，速度が大きくなるほど，その速度の２乗に比例して大きくなるのである。ところで，模型飛行機の速度は翼荷重によって定まるのであって，そのときの翼に加わる荷重は速度の２乗に比例するから，上の関係と組み合わせると，尾翼の荷重は主翼の荷重に比例することになる。

このように，尾翼にかかる荷重の性質はだいたいわかったが，さて，どのくらいの強さにしたら適当であるかはわからないのである。そこで，良くやる方法だが，第一線の模型飛行機について尾翼の強さを調べて，それを参考にして決めようと思うのである。ところが，その結果は非常にまちまちで，法外に強すぎるものもあれば，弱すぎると思われるものもあって，第一線で活躍している模型飛行家でも，尾翼の強度には割合無神経のように思われるのである。

そこで，この調査の結果を参考とし，飛行中の状態なども合わせ考えて，

（尾翼荷重）＝（尾翼面積）×（主翼荷重倍数）

×（翼荷重）………（4.5）

という計算式を作ったのである。

尾翼荷重が決まれば，これに耐えるような桁の寸法は，主翼の場合と同じ方法で求めることができる。また，ねじれに対する方策も主翼と同じ程度に考えておくほうが安全である。それは，わずかの狂いもモーメントが大きく変化することを思えば，充分に注意すべきことである。しかし，特に小型の模型飛行機の場合には，こうして算出した桁の寸法が，あまりにも小さ過ぎ，組み立てに困難をきわめ，形がくずれて困ることがある。このような場合にはやむを得ないから，いくぶん大き目にするか，思い切って，軟質のバルサ板か，発ぽうスチロール板などを用いるのも一方法である。

以上，水平尾翼について述べてきたのであるが，垂直尾翼の場合にも，これとまったく同じ考え方で，強度や構造を決めていけばよいのである。

§ 4.4.　着陸時の荷重

離着装置　模型飛行機を地面に置いたとき，離着装置にどんな力が働くかをまず調べてみよう。

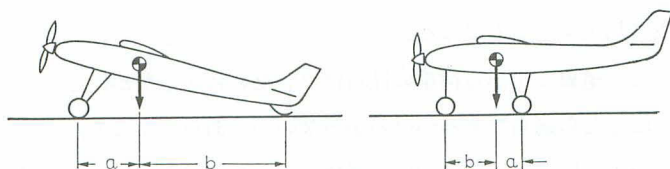



図 4-23

図4-23のように，重心は前の車輪と尾そりとの間，3車輪式（図の右側）では前の車輪と後の車輪との間にあるから，模型飛行機全体の重さは“てこの原理”によって，それぞれの車輪に分配されるのである。たとえば，図の左側のような2車輪式で，aを10cm，bを50cmとすると，前の車輪に5，尾そりに1の割合で分配されるのである。右側の図の3車輪式でも，aとbの割合が1対5であれば，前車輪に1，後車輪に5の割合で分配されることは全く同じであるから，2車輪式で話を進めていこう。すなわち，前の車輪には全体の重さの5/6がかかり，車輪が左右2個であるから，1個の車輪の分担する荷重は全体の重さの5/12である。尾そりは1/6の荷重となるのである。

模型飛行機がプロペラが回って滑走し始めると，翼に揚力が働き始めるから，垂直方向の荷重は揚力の分だけ差し引かれて，だんだん軽くなり，揚力と重さとが等しくなれば，車輪の分担していた荷重は0となり，模型飛行機は離陸するのである。このように，模型飛行機が静止の状態から離陸するまでを考えてみると，尾そりがまず離れ，次いで前の車輪で滑走し，最後に離陸するということになるのであるが，地面にひどい凸凹がない限り，離陸するときは離着装置に加わる荷重は静止のときが最大であって，それも模型飛行機自身の重

さより大きくなることはないのである。

ところが、着陸するときは，だいぶ様子が違ってくるのである。ラジオ・コントロール機のように，着陸のときもプロペラが回っていて，着陸の瞬間引き起こして水平に着陸させることのできるものもあるが，一般に模型飛行機が着陸するときには，すでにプロペラは停止しているか，空転していて滑空状態になっているのであるから，**図4-24** のように地面に対して，ある滑空角で接地することになるのである。したがって，接地のときは沈下率に等しい垂直方向の速度で地面に当たるわけである。たとえば模型飛行機の滑空速度が 6m/sで，滑空比が1：6とすれば，沈下率は1m/sであるから，模型飛行機の垂直方向の分速度1m/s で地面にぶつかることになるのである。これは，ちょうど 5cm の高さから落としたときの衝撃と同じになるのである。したがって，この模型飛行機が着陸のときにこわれないかどうかを試験するには，模型飛行機を水平にして，高さ 5cm よりちょっと高い所から落としてみればよい。これを**落下試験**といっている。

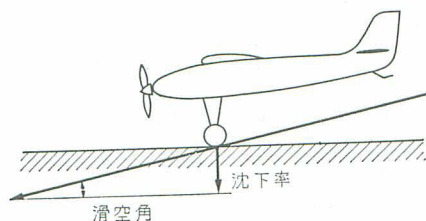



図 4-24

模型飛行機の着陸は一般には理想的に行なっても，このように滑空角で接地するのであって，悪くすると失速気味で突っ込んだ瞬間に，地面に着くことさえある。こんなときは，滑空角で接地するときよりも大きな衝撃を受けるわけである。したがって，模型飛行機は着陸の場合の強さを充分注意しなければならない。

さて，このようにある高さから垂直に落下するのと同じことが起こるとすれば，模型飛行機の離着装置に加わるその衝撃力はどんなものか，が問題となるのである。

物がなにかと衝突した場合，同じ速度で衝突するとすれば重い物ほど衝撃力

は大きいはずである。また，同じ物体では，速度が大きいほどその衝撃力は大きいのである。ところで，この衝撃力を受け止める場合を考えてみると，瞬間的に受け止めるのと，短い時間ではあっても徐々に力を殺しながら受け止めるのとではだいぶ事情が違ってくる。たとえば，ある物をコンクリートの上に落とせば，たちまちこわれてしまうのに，ふとんの上に同じ高さから落としてもこわれない。これは，いうまでもなくコンクリートの場合は物体の持っている落下速度を急に止めるため，衝撃力が非常に大きくなるのであるが，ふとんの場合はふとんが凹んで，物体の持っている速度をじわじわと殺していって0にするため，衝撃力は小さくなるのである。このふとんのような働きを，衝撃を吸収する，あるいは緩衝するという。模型飛行機の離着装置が衝撃を充分に吸収する能力を備えていれば，機体に及ぼす衝撃力がずっと少なくてすむのである。

離着装置に緩衝能力を与えるには，力を受けるとその方向に弾性的に変形するようにするのが最も簡単な方法である。

ここで問題になるのは衝撃力の方向である。垂直に落下させれば，衝撃力も垂直方向であるが，模型飛行機が着陸するときには前進しつつ降下するのである。しかも，接地の瞬間は車輪が直ちに回転し始めないから，地面との摩擦で後向きの力がかなり大きく働く。したがって，垂直上向きの力と後向きの力との合力が着陸時の衝撃力となるのである。**図4-25**に示すように斜め後向きとなるのである。したがって離着装置はこの方向に吸収能力を持つようにすべきである。普通 **図4-26**のように脚を左右に八の字形にし，材料としてピアノ線やジュラルミン板などが用いられる。それは，

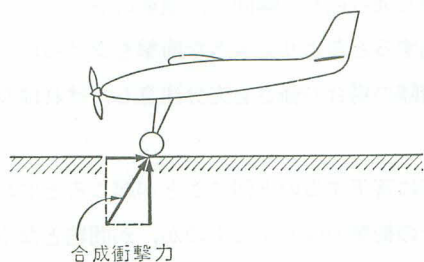



図 4-25

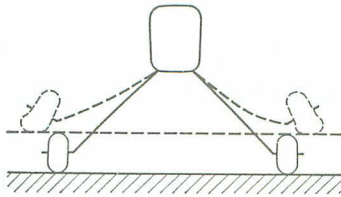



図 4-26

この合成衝撃力によって点線のように曲がって緩衝し，さらにゴムタイヤの弾力を利用して緩衝能力を大きくするのである。

離着装置に充分な緩衝能力があれば，離着装置自身の衝撃が緩和されるばかりでなく，胴体や翼などへの衝撃も小さくなるのである。がっちりした脚はいかにも丈夫そうでたのもしいように見えるが，緩衝能力が不充分で，胴体に大きな衝撃力を及ぼし，胴体を折ってしまったり，翼を破損したりすることがある。要するに脚は適当な弾力を持っていることが必要である。

主翼の着陸時の荷重はどのくらいになるか，とにかく今まで沈下率に等しい速度で地面によって急激に受け止められるのであるから，自動車や電車が急ブレーキをかけたと同じで，乗っているものは慣性で前のほうへ強く押されるのと同じように，模型飛行機の各部に下向きの慣性力が働くのである。このほかに模型飛行機の各部には重力が働いているのであるから，慣性力と重力とがいっしょになって作用し，上向きの衝撃力と動的つりあいの状態となる。衝撃力が大きくなるほど慣性力は大きくなる。もし衝撃力が全重量の5倍であれば（慣性力）＋（重力）も重量の5倍となり，機体の各部の重量が見かけ上5倍になったのと同じことになるのである。

模型飛行機は上のように相当無理な着陸をするもので，実用機よりはずっと大きな衝撃力が加わるものと考えなくてはならない。もちろん，緩衝装置の特性にもよるが，いずれにせよ重量の5倍以上と覚悟しなければなるまい。

さて，衝撃力の大きさを重量の5倍と考えれば，各部の重さが5倍になったのと同じことであるから，主翼では主翼自身の重量の5倍の荷重が下向きに働くことになる。この荷重は飛行中に働く空気力とは反対に，主翼を下へ曲げようとする曲げモーメントを生ずるのである。ところで，空気力による上向きの

荷重は，模型飛行機全体の重さの数倍として計算したのだから，衝撃力による荷重が5倍であるといっても，主翼のみの重量の5倍であるから，模型飛行機が無理な着陸をするとはいえ，普通の着陸ならば主翼が折れるという心配はまずないものと思ってさしつかえない。

胴体の着陸時の荷重は，主翼とはだいぶ様子が違う。一般に胴体には直接脚が付いているから，その部分は着陸時の衝撃力によって上へ突き上げられ，同時に上からは主翼の慣性荷重がのしかかってきて，はさみうちにあうのである。エンジン機では，胴体の先端に重いエンジンが付いていて，これがまた，その重さの5倍もの力で胴体の前部を下へ曲げようとするのである。胴体はこのように四方八方からいためつけられるわけで，胴体の構造はこのようなことを充分注意して決めていかなければならない。

§4.5.　胴体の構造

模型飛行機の胴体は1本胴あり，三角胴・四角胴・六角胴・丸胴などいろいろの形のものがあるが，基本的なものとしては断面が四角なかご形か箱形といえるのである。そこで，このかご形を出発点としていろいろと考えてみよう。**図4-27**のようなかご形の骨組みの一端を固定してもう一方の端におもりを下げると，**図4-28**のようにたわむことは当然である。また，おもりの代わりにねじる力を加えると，**図4-29**のようにねじれやすいのである。

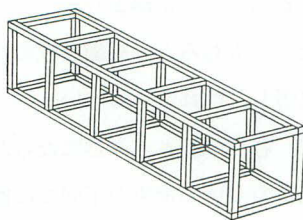



図 4-27

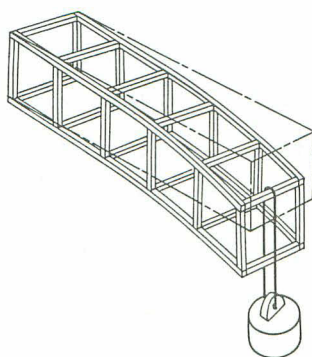
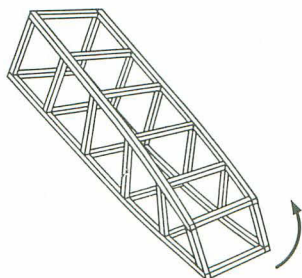
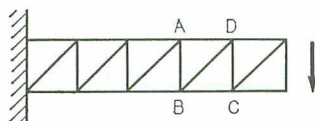
このようにたわんだり，ねじれたりすることを防ぐ最も簡単な方法は，骨組みの4面(側面)に紙をぴんと張っておくことである。そうすれば図4-28，図4-29のようになろうとすれば紙が引っ張り合って，たわんだりねじれたりしにくくなるのである。しかし，紙張りは湿気に左右されるし，長く保存すると紙

による狂いが出るので，骨組みの側面の四角の角から角へ対角線の方向に斜材（**図4-30**のＢＤのようなつっかい棒）を入れるのである。そうすれば図4-30の対角線ＢＤが縮まるのを防ぐことができ，たわんだり，ねじれたりすることを防ぐことができるわけである。さて，この場合は斜材ＢＤには圧縮力が働くのであるが，細い棒材は圧縮力に対してよりも，引張力に対して強い。たとえば，細い角棒を親指と人さし指の間で押して折ることはわりに容易であるが，同じ角棒を引きちぎることはなかなか大変なことである。そのことを考えると，図4-30の矢の方向へ荷重がかかるような場合は，この斜材はＡＣ方向に入れたほうが有利であると思われる，紙や糸でこの斜材の役をさせるとすれば，紙や糸は引っ張りに対しては相当強く働くが，圧縮方向に対してはゆるんでしまって，まったくの無力である。

図 4-28

図 4-29

図 4-30

さらに考えを進めて，**図4-31** の A′B′, B′D′, D′C′ のように斜材だけにしてしまう**ワーレン・トラス構造**というのがある。工作は少々やっかいでも，たわみに対してはもちろん，ねじりに対しても充分強さを発揮することができるわけである。

紙でなく板を張った場合は，板が ▭ＡＢＣＤをしっかり保ってくれるので，より強い胴体が得られるのである。この場合は，板が横骨や斜材の働きも

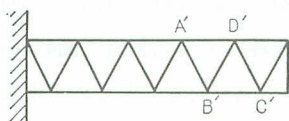



図 4-31

するし，縦通材の役すらはたすのであるから，極端な場合にはこれら骨組みは無くてもよいことすらあるのである。骨組み式の胴体に比べて工作は楽だし，悪天候や乱暴な取り扱いにも強く，保存しても変形しないので，最近はこの板張り胴体がよく作られている。しかし，板の厚さや材質に注意しないと重くなることに気をつけなければならない。

ゴム動力機の胴体はゴムによってねじられると同時に，ゴムの張力によって胴体の頭と後のゴム掛けとの間を縮められようとするのであるから，着陸時の荷重に対することよりも，むしろこのようにゴムによってねじられたり，引き縮められたりすることに対することのほうが大きな問題となるのである。

ゴムを巻いていくと，だんだん回転力（トルク）を増し，回転力を与えられた動力ゴムは後の**ゴム掛（フック）**を足場としてプロペラを回転するのであるが，主翼は機体が回らないように押えているから，胴体はプロペラの回転方向と反対の方向にねじられることになるのである。もしも胴体がこのねじりに対して弱い構造であれば，尾翼の部分がねじれ，水平尾翼も垂直尾翼も正規の位置より傾いてしまい，左右のつりあいを破ってしまうのである。ゴムによるこのねじれは，出発直後が最も激しい。これは出発直後の最もつりあいのむずかしいときであって，左右のつりあいがくずれては一番困るときである。したがって，主翼とゴム掛けとの間の部分が，ねじれに強い構造にすることが最もたいせつなことになる。

上に述べたように，ゴムを巻くと，ねじれと同時に引っ張る力も大きくなるのであって，胴体はその中心線の方向に圧縮荷重が加わるのである。着陸のときの荷重は，胴体軸に直角に加わるが，この圧縮荷重は胴体軸の方向であるから，この荷重はほとんど縦通材だけに分担され，横骨や斜材は間接に縦通材を助けるだけで，それ自身としてはほとんど力を受けないのである。胴体の縦通

材がこの圧縮荷重で折れるようなことはあまり聞かないが，ゴムを掛ける部分には部分的に大きな力が加わるから，その構造はじゅうぶん注意を要するところである。

このように，ゴム動力機の胴体はゴムによる圧縮荷重とねじれとに耐える構造を第一に考えなければならないのであるから， 図4-30 のように斜材を入れること， 図4-31 のように斜材だけで横骨を無くす構造にすること，それに加えて，紙をピンと張るなどしてねじり対策を考えるとともに，なにかに衝突した場合にはゴムの圧縮荷重とともに慣性力が加わり，グライダーやエンジン機よりこわれやすいことにも注意を払わなければならないのである。

グライダー，ガス・フリー（エンジン機）の胴体は，ゴム動力機のように強いゴムの力でせめられることはないが，模型飛行機は前にも述べたように着陸時の荷重を考えなければならないような着陸をしたり，ときには壁や木の枝にぶつかったりすることがある。そのようなときにあまりこわれないような胴体でなければ，そのつどいちいち作ったのでは大変である。模型飛行機がなにかに衝突した場合を少し考えてみると，機体の各部は慣性力によって衝撃を受けるのであるが，**図4-32**でわかるように，Aの部分は尾翼部の慣性力を受け，Bの部分は尾翼部と胴体後部との慣性力を受け，Cの部分は尾翼・胴体・主翼部の慣性力を受けるのである。したがって，物に衝突してもこわれにくい模型飛行機を作るには，前のほうほど丈夫に，後のほうほど軽くすることが大切である。

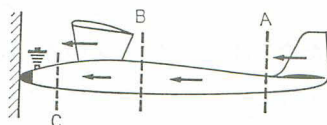



図 4-32

ラジオ・コントロール機の胴体はラジオ受信機，電池，モーター・サーボなど，相当の重量物を搭載しなければならないので，それらを積み込む場所と，その強さに注意を払わなければならない。しかし，機体は軽くという原則には変わりないし，後のほうを軽くすることも同じである。数年前までは，ラジオ・コントロール機の胴体はむやみに丈夫にしたものである。しかし，トランジ

スターの発達した現在では，真空管式とは比較にならないくらい軽くなった受信機と電池類，精巧になった**モーター・サーボ**などを，エンジン機に積んだものがラジオ・コントロール機と考えてもよいくらいであるから，胴体をむやみと丈夫にする必要はないのである。数年前まで，上のように丈夫な胴体にしたのは，方向舵のみを操作するシングル・トーン方式の時代であって，着陸時の荷重が予想以上に大きく，着陸のたびに破損することが多かったためで，それが悪循環となって，こわれるから丈夫にする，丈夫に作るから重くなる，重いから速度が大きくなる，速度が大きいからこわれやすいというわけで，風吹いて桶屋喜ぶの類(たぐい)である。**シングル・トーン方式**の着陸は普通の模型飛行機と同じで，ラジオ関係部品だけ重くなっているのであるから，その分を考えて，その分だけ丈夫にしておけばよいはずなのに……。

マルチ・トーン方式の場合は，実物の飛行機とまったく同じ操縦ができるので，その胴体も実物の飛行機と模型飛行機との中間程度の強さを持っておればよい。したがって，マルチ・トーン方式の機体は，衝突事故や墜落の場合には，まず機体は助からないもの，操縦のミスとあきらめるより仕方がなかろう。とはいうものの，練習機がそうそうこわれたのではやりきれないので，練習機はやはり模型飛行機としての充分な丈夫さを持たせるようにしたいものである。つまり，ラジオ・コントロール機の胴体は自由飛行型のエンジン機に，ラジオ関係部品を積んだものという程度の丈夫さであればよいのである。

第5章　動　　力

§5.1.　ゴ　　ム

動力ゴムの役目は，プロペラを回転するのに必要なトルクを出すことである。糸ゴムの両端を持って引き伸ばしてみると，糸ゴムはどんどん伸びていくが，その伸びに比例して，元の長さにもどろうとする力が増し，切れる直前まで相当広い範囲にわたって弾力が生ずる。糸ゴムの束を巻いていく場合もこれと同様，巻数を増すにしたがって，元へもどろうとするトルクも強くなっていく。このトルクを利用して，プロペラを回そうというのである。

図5-1 は巻数と，トルクとの関係を示す曲線である。巻数をだんだん増していくと，トルクはほぼこれに比例して大きくなり，やがてA点あたりからはトルクの増しかたがゆるやかとなり，その状態がしばらく続き，B点あたりへくるとトルクの増加が急になり，C点で切れてしまう。このC点の巻数を**破断巻数**という。

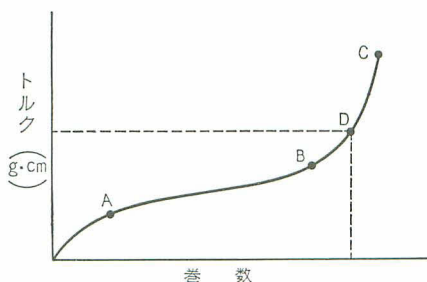



図 5-1

図5-1の曲線を**トルク・カーブ**といっているが，ゴムを引き伸ばして，伸びと張力との関係を調べてみると，その曲線とトルク・カーブと非常によく似ている。このことはゴムを巻くということは，先に伸ばしておいて，ゴム束の長さが必要な長さに短くなるまで，らせん状に巻いていくと考えれば了解できることと思う。先に引き伸ばすことをしないで，いきなり巻いていけば，ゴム束の各糸ゴム同士の摩擦などのため，力が部分的に強いところができて破断巻数も小さくなることは，巻き方につい

ての注意事項である。

トルク・カーブはゴムの銘柄(製造会社や加硫の程度などの違いによるもの)によって変わるが，同じ銘柄の通ったゴムでも，ゴム束の長さ，その断面積に密接な関係があるから，まずゴムは同じ銘柄のものについて考えることにして，ゴムを巻く場合にC点まで巻いてしまうと，プロペラが回りきって巻きがもどっても，ゴム束の長さが元の長さにもどらないばかりでなく切れてしまう危険がある。ゴム束が幸いにして切れないまでも，このようなことを繰り返すと，ゴムの弾力はみるみる減少して，トルクも減少してしまう。したがって，このような危険を繰り返さないためには，巻数をB点か，B点を少し過ぎたD点あたりで止めておくべきである。このD点の巻数を**実用最大巻数**という。実用最大巻数の大小は，模型飛行機の性能に大きな影響を持つのであって，最大巻数が多ければ，それだけプロペラの回転する時間も長くなるだろうし，飛行時間も延びると考えられる。したがって，できるだけこれを大きくするようにしたい。

さて，まだよいだろう，まだよかろうと巻いていくうちに，ゴム束が切れてしまうことはよく経験するところであって，ゴム束が切れるということは，ゴム束が切れて駄目になるばかりでなく，たいせつな機体をも破損してしまうことである。ことに競技会でこのようなことが起こると，時間的にも精神的にも重大なハンディキャップとなるから，この実用最大巻数はあらかじめよく調べておかなければならない。ところが，実用最大巻数は上に述べたように，ゴム束の長さと，ゴム束の断面積（ゴム束を作っている糸ゴムまたはひもゴムの1本の断面積にその条数を掛けた合計断面積）によって変化するのである。

実験によると，実用最大巻数は，ゴム束の合計断面積が一定ならば，ゴム束の長さに比例し，ゴム束の長さが一定ならば，合計断面積の平方根に反比例することがわかった。すなわち，

$$\text{実用最大巻数} = \frac{K \times \text{ゴム束の長さ}}{\sqrt{\text{ゴム束の合計断面積}}} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (5.1)$$

で計算することができる。ここにKはゴムの銘柄や性能，取り扱いなどによっ

て決まる定数であって実験的に求めることが必要である。それはある長さのゴム束を切断するまで巻いて，その破断巻数のときのKの80%を実用最大巻数のKとして用いればよい。(5.1) 式を変形して実用最大巻数を破断巻数とし，K=の形にしたものに0.8を掛ければ求めるKの値が得られるのである。すなわち，

$$K=0.8\times\frac{\text{破断巻数}\times\sqrt{\text{ゴム束の合計断面積}}}{\text{ゴム束の長さ}} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (5.2)$$

となる。断面積と長さの単位は同じ単位，たとえば，断面積にmm^2を用いれば，長さもmmを用いることはもちろんである。Kを実験的に決めるための資料として，$1\mathrm{mm}^2$の断面積のゴムであれば，長さ66cm 1本をとり，これを輪に結び64cmの長さとし，二重輪，すなわち，4条束とすれば，このゴム束の長さは16cmとなる。このゴム束を16cmのまま，巻いて切れるまでの巻数をかぞえ，この破断巻数を100で割った数がKの値である。

$$K=\frac{\text{切れるまでの巻き数}}{100} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (5.3)$$

動力ゴムを手に入れたならば，このKを定める実験を数回行なって，得られたKの値の平均値をとるようにしなければならない。一般に競技用としてはK

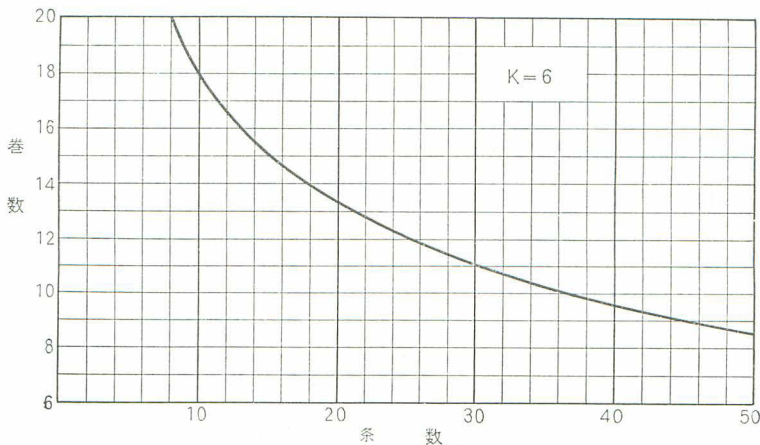



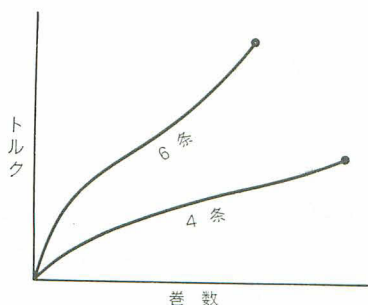
図 5-2

は7以上あって欲しい。良質のゴムではKの値が10に達するものもある。同等の性能を持つ機体であっても，動力ゴムの係数Kが6と9では，6のゴムを使用したものにはまず勝味はないのである。この係数Kはエンジン用燃料のオクタン価にも似た効果を持つものである。読者諸君はKの値を定める実験をし，(5.1)式で実用最大巻数を計算することは，朝飯前のことと思われるが，**図5-2**に断面 $1mm^2$ で，$K=6$ であるゴムの条数とそのゴム束の 1cm 当たりの実用最大巻数との関係を示しておいた。これは一つの目安であって，最大巻数の見当をつけるためのものである。たとえば18条で束の長さ 50cm の場合は，横軸の条数18のところを上へたどって，曲線に当たって左へ折れていけば，縦軸で巻数14が得られる。したがって，$14\times50=700$ となり，このゴム束の実用最大巻数は700回ということになるのである。

ここで注意しなければならないことは，ゴムの実用最大巻数は，ゴムの取り扱い方によって著しく変化することである。ゴムを正しく巻くには，まず良質の潤滑液を充分与えたあと，ワインダーに掛けて束を3〜4倍の長さまで延ばして，そのまま巻き始め，巻くにつれて次第に束の長さを元へもどし，巻き終わったところで元の長さになるようにする。潤滑液を塗らないで引き伸ばして巻くと，巻数が約9％減となり，潤滑液も塗らず，引き伸ばして巻くことも行なわない場合は，巻数が38％減となった実験報告がある。せっかくのゴムの性能を60％くらいしか発揮できないことになるのである。

ゴム動力としては，実用最大巻数のほかに，実用最大巻数のところで出し得るトルクと，そのトルクがゴムが解けるにつれてどう変わるかが重要な性質である。ゴム動力機を飛ばして，その上昇がすばらしいかどうかは，ほとんど最大トルクの値で決まるし，飛行ぶりがきれいにいくかどうかは，トルクの変化のぐあいに非常に密接な関係があるからである。

図5-3はあるゴム束の長さを一定にして，条数4条の場合と6条の場合の巻数とトルクの関係を示すものである。この図からわかることは，曲線を左のほ

図 5-3

うへ下がって行けば，ゴムが解けるときのトルクの変化の状態がわかる。それから，条数を 1.5 倍にすれば，トルクは約 2 倍になることがわかる。また，いろいろ実験を行なってみると，ゴム束の長さが同じであれば，同じ巻数のときのトルクは条数が 1.5 倍になれば約 2 倍に，条数が 2 倍になれば約 3 倍になることがわかった。

しかし，条数が少なければ，実用最大巻数は大きくなるし，模型飛行機は実用最大巻数の状態から出発させるのであるから，この実用最大巻数のところのトルク，すなわち，実用最大トルクが上昇性能に関係することがわかるはずである。実験の結果は実用最大トルクはだいたい条数に比例する。すなわち，ゴム束の断面積に比例することがわかる。ゴムを一杯に巻いて，つまり，実用最大巻数まで巻いて出発させるときの上昇に使われるトルクは，ゴム束の太いほど大きいことがわかるのである。

次に，ゴム束の断面積を一定にして，束の長さの違うものについて，巻数とトルクの関係を示すのが**図 5-4** である。これによると，同じ巻数では長いもののほうがトルクが小さいこと，実用最大巻数は束が長ければ多くなって，実用最大トルクはほぼ等しい値であることがわかるのである。すなわち，実用最大トルクはゴム束の長さには無関係である。

図 5-4

束の長さが長く，束の断面積が小さいのは，曲線の傾斜がゆるやかで

最大トルクの値は大きくないが，同じくらいのトルクを比較的長時間に持続することができ，これに反して，長さが短く，束の断面積の大きいものは，最大トルクが大きい代わりにトルクが急激に変化してしまうことがわかる。前者は緩上昇形に，後者は急上昇形に応用されるわけである。

動力ゴムのトルクが，巻数によって図の曲線のような変化をするということは，ゴム動力にとってはまことに都合のよいことである。なぜならば，最初の上昇時には，大きな推力が必要で，実用最大トルク付近の強烈なトルクが利用でき，上昇するにつれゴムが解けてトルクもだんだん弱まり，上昇姿勢もゆるやかになり，やがて水平飛行に移り，プロペラが停止して滑空にはいるというしだいである。

ゴム動力機に積む動力ゴムは，性能の良いゴムをできるだけ多くするほうが上昇性能がよくなるのであるから，ゴムの分量をなんとかして多くするようにしたい。しかし，ゴムの分量が多くなれば，つりあい，安定の上からも，構造の点からもいろいろむずかしいことが起こってくるのであるから，むやみに多くすることもできない。また，ウェーク・フィールド杯競技機のように，動力ゴムの重量に制限があるなど，ゴム動力機にとって動力ゴムの分量を定めることは，なかなかむずかしい問題であり，反面それだけ面白い研究問題である。

ゴムの分量を定める目安として，機体全重量の30～40％程度とし，またの目安として翼面積1dm²当たり5～6gといわれている。これ以上ゴムの分量を増すことはなかなかむずかしいと思われる。

ゴムの分量が定まれば，次にはこのゴムが全体で何mになり，それを束にすると何条になるかの見当をつけなければならないのである。

ゴムに限らず，物の重さ（目方）は，

$$（重さ）=（体積）\times（比重） \qquad (5.4)$$

である。体積は（断面積）×（長さ）であり，動力ゴムの比重は0.95内外であり，密度は 0.95g 内外であるから，

$$（重さ）=（断面積）\times（長さ）\times 0.95 \quad \cdots\cdots (5.5)$$

である。これは,

$$（長さ）=\frac{（重さ）}{（断面積）\times 0.95} \quad \cdots\cdots (5.6)$$

と書き換えることができる。(5.6) 式で得られた長さを束の長さで割れば，条数が求められる。ただし，重さは g, 体積は cm^3, 断面積は cm^2, 長さは cm を単位として用いることにする。

§ 5.2. エンジン

模型飛行機用エンジンにはピストン・エンジン，ジェット・エンジン，ロケット・エンジンなどがある。模型飛行機ではピストン・エンジンをつけたものをエンジン機といい，ジェット・エンジンやロケット・エンジンをつけたものは，それぞれジェット機，ロケット機といっているから，この習慣にしたがって，エンジン，ジェット，ロケットということにしよう。

エンジンのシリンダー内で燃料と空気との混合物を圧縮燃焼させ，生ずる高温高圧のガスによってピストンを押し動かし，このピストンの往復運動をクランク軸の回転運動に変え，プロペラを回転するというのがエンジンの動作の根本原理である。

エンジンには高圧電気火花着火式ガソリン・エンジン（自動車や軽飛行機などのエンジンと同じ方式のもの）とグロー・エンジン（焼玉エンジンともいわれ，漁船などに用いられているものと同じ方式のもの)，それからディーゼル・エンジン（大型トラックや大型バス，大きな船舶などに用いられているものと同じ方式のもの）の3種類に分けられる。

ガソリン・エンジンは模型飛行機用エンジンの原形ともいうべき型式で，燃料としてガソリンを使用し，電池，コンタクト，感応コイル，コンデンサーの組み合わせによって高電圧を発生させ，スパーク・プラグに電気火花を起こして燃料に着火する。普通の自動車や飛行機用のガソリン・エンジンと同じ原理

によって動作するエンジンであって，今第二次世界戦争前から，終戦直後までは唯一の模型飛行機用のエンジンとして幅をきかせたものである。しかし，電池，感応コイル，コンデンサなど相当重いものを積まなければならないこと，それに加えて，この電気関係は自動車などと同様，故障の最も多いことなどの理由もあり，戦後はグロー・エンジンや，ディーゼル・エンジンの発達とともにまったくその姿を消してしまった。その他数は少ないがロータリー・エンジン，圧縮空気エンジン，CO_2 エンジン，電動機などがある。

グロー・エンジンは終戦後進駐軍の模型飛行機マニヤによって日本に紹介され，見る見るうちに普及し，国産化され，いまでは世界で優秀なエンジンを作る国となり，輸出する国となっているのである。グロー・エンジンの燃料はメタノールを主燃料とし，制爆剤としてニトロ・メタンまたはニトロ・ベンゾールを用い，焼玉としては白金線またはニクロム線を発熱線とするプラグを用い，電気によって加熱する。エンジンが始動し，連続回転をすれば，その爆発熱によって熱せられ，電気による発熱は不用になるという利点をもつものである。模型飛行機用のエンジンとしては圧倒的に多く用いられているので，このグロー・エンジンを中心に話を進めることにしよう。

ディーゼル・エンジンは実用のディーゼル・エンジン同様，圧縮によって生ずる高温度によって燃料を爆発させる。したがって，グロー・エンジンのように加熱用の電池もプラグも必要がないのである。グロー・エンジンとほとんど同じ構造であるが，シリンダー内にもう一つのピストンが頭部にあって，グロー・プラグの位置のねじによってこのピストンが上下して圧縮比を変えることができる構造で，燃料は燈油とエーテルの混合燃料である。

ジェット・エンジンはパルス・ジェットに属するもので，ジェットそのものとしては性能も優秀であるが，模型飛行機の動力としては応用範囲がせまく，Uコン・速度競技機に用いられる程度であって，その取り扱いにも難点があるため，あまり普及していないようである。

ロケットは最近ＦＡＩの競技種目の中に取り入れられるくらい普及してきたもので，固形燃料のロケットで，模型飛行機では自由飛行型用にロケッティ，ジェテックスなどの商品名のものが用いられ，最近はいわゆるロケット型のものが漸次多くなっている。

エンジンの型式としては構造の最も簡単な２サイクル・エンジンである。一般のガソリン・エンジンは４サイクル・エンジンで，ピストンが２往復する間に１度爆発するものであるが，模型飛行機用のエンジンとしては，ピストンが１往復する間に１度爆発する式である。

図 5-5 はグロー・エンジンの一部分を切ったもので，これでわかるように，その構造はきわめて簡単である。しかし，エンジンの備えていなければならないものはちゃんと備えていることは図からもわかるとおりである。

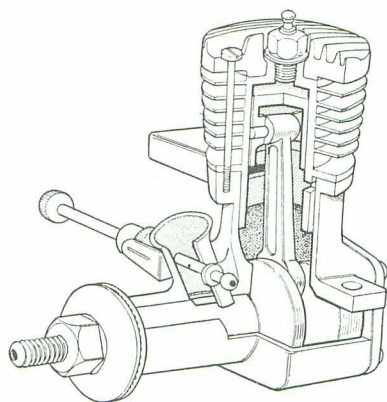



図 5-5

構造の大略を説明しよう。シリンダーは冷却フィンと一体にスチール（鋼鉄）製のものと，アルミ合金製の冷却フィンにスチールのシリンダー・ライナー（スリーブ）をはめたものとの２種類がある。前者は小型に，後者は大型に多く見られる。

シリンダー・ヘッドは，アルミ合金製のものを４～６本のビスで止めてあるものと，シリンダーと一体のものとがある。

ピストンは鋳鉄製で，ピストン・リングを使用しないものが大部分である。アルミ合金にピストン・リングを使用したものは比較的大型の特殊なものに見られる程度である。ピストンの頭の部分は排気方法が片面か，両面か，全面か

ということでそれぞれ特長のある形をしている。これは排気ガスをいかに上手に排出し，新しい燃料をいかに上手に吸入するかに大いに苦心が払われるところである。

クランク・ケースにはクランク・シャフトの軸受けがあり，冷却フィンと一体になっているものとそうでないものとがあるが，コンネクチング・ロッドによってピストンとクランク・シャフトが連結され，後蓋によって密閉され，燃料の予圧室となっている。クランク・シャフトの軸受けは，普通砲金製のブッシング（プレーン・ベアリング）を用いるが，ボール・ベアリングを用いたものもある。また，軸受けと一体の前蓋式のもの，あるいは両蓋式のものなどがある。

キャブレーター（気化器）は，空気吸入孔と燃料噴出孔（ノズル・ジェット）と，針弁（ニードル・バルブ）とによってなりたっているのが普通である。燃料噴出孔の位置は，吸入される空気の最も速い位置に，しかもその流れに直角に向くように開いており，空気の吸入量に対して燃料の噴出量をニードル・バルブによって加減する。

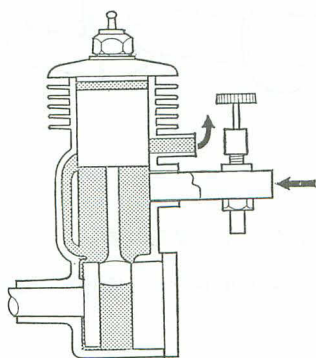



図 5-6

ところで，空気の吸入の仕方には4種類ある。それは，ピストン・バルブ式，シャフト・ロータリー・バルブ式，ディスク・ロータリー・バルブ式，リード・バルブ式である。ピストン・バルブ式はピストンの往復運動を直接利用して，ピストンが空気の吸入孔を閉じたり開いたりするのであって，**図5-6** は空気吸入孔が最も開いた状態である。爆発によってピストンがだんだん下がると，空気吸入孔が閉じクランク・ケース（燃料と空気との混合物）の圧力がだんだん上がる。次に排気孔が開いて排出し，まもなく送気

ロが開きクランク・ケース内の予圧された混合燃料がシリンダー内へ送り込まれるわけである。シャフト・ロータリー式は図 5-5, **図 5-7** のように，クランク・シャフトの一部分に縦孔と横孔とを設け，シャフトが回転することによって，横孔が閉じたり開いたりして，バルブの作用をする方式である。ディスク・ロータリー式はこれらとは違い，バルブ用のディスクを有し，そのディスクの回転によってバルブの作用をさせる方式である。第4番目にはリード・バルブ式である。これはポンプの弁のように振動板が吸入孔を開けたり，閉じたりするものである。シャフト・ロータリー式とディスク・ロータリー式とは，バルブ作用に対して回転方向が一定（右回転なら右回転というように）しているけれども，ピストン・バルブ式とリード・バルブ式では右左いずれの回転に対してもバルブ作用をする。

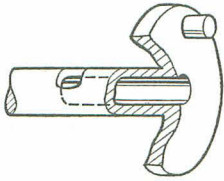



図 5-7

排気の仕方にもシリンダーの片側へ排気する片面排気式と両方へ排気する両面排気式と，全面排気式とがある。それぞれ一長一短があって，たとえば，消音器を取り付けたり，排気量を加減して回転数をコントロールする場合には片面排気式が有利であるが，排気の掃除には難点を有するというぐあいである。

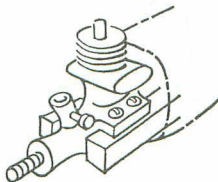
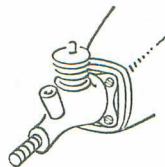
エンジンを機体に取り付ける方法はビーム式とラジアル式とが採用されている（**図 5-8**）。

ビーム式

ラジアル式

図 5-8

模型飛行機用のエンジンの冷却法はすべて空冷式である。模型ボート用には水冷式のエンジンもある。

以上のようなシリンダーの構造や軸受けの種類，バルブの種類，排気法，取り付け方法などの組み合わせによるいろいろの種類と行程容積とによって多種多様のエンジンが製造販売されている。

エンジンの動作は，まずプロペラを回すとピストンが上がることによって，クランク・ケース内の圧力が下がり，キャブレーターのバルブが開き燃料と空気とが混合されてクランク・ケースへはいる(A)。ピストンが上死点を過ぎて下がると，クランク・ケース内の混合ガスはある程度圧縮され，下死点で送気孔が開いて，シリンダーへ混合ガスが送り込まれ(D)，下死点を通過後再びピストンは上がり，上死点近くで圧縮された混合ガスは高温となり，プラグによって着火され爆発する(B)。爆発して回転を起こせば，プロペラなどの慣性の助けによって上のことが次々と(A)，(B)，(C)，(D)，(A)の順に繰り返されて回転を続けるというわけである。そのことを**図 5-9** に示した。動作順序は(A)，(B)，(C)，(D)の順で，(D)から(A)にもどって繰り返す。

4サイクル・エンジンの場合を参考のために述べてみると，吸気しながら下

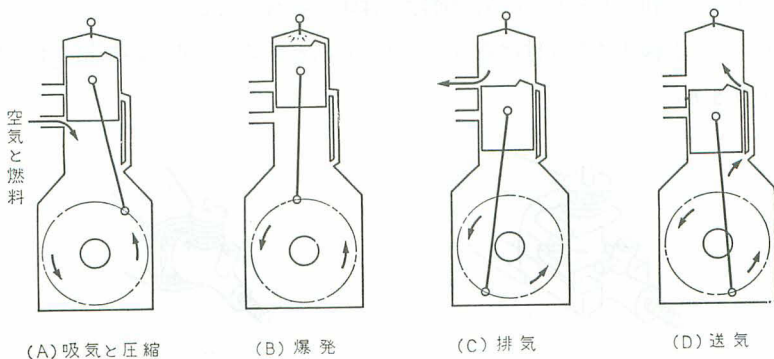
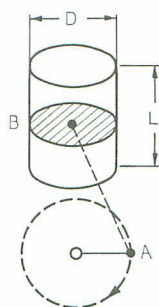



図 5-9

死点へ行き，ピストンが上死点へ行くまで混合ガスを圧縮し，圧縮ガスに着火して爆発させ，ピストンを押し下げ，下死点を通過後，弁を開いて排気する。その間にピストンは上死点まで上がるのであるから，吸気・圧縮・爆発膨張・排気を行なう間に，ピストンは2往復する。すなわち，回転は2回転するのである。この4サイクル・エンジンも市販されるようになった。

2サイクル・エンジンの場合は，この吸気・圧縮・爆発膨張・排気をピストンが1往復する。すなわち，1回転する間にやってしまう。

エンジンの大きさは，自動車でも360ccとか1300ccなどという表わし方をしているが，模型飛行機用のエンジンも2.5ccとか1.0ccなどという表わし方をしている。これは**行程容積**といわれるもので，ピストンが一番上にきた状態（上死点）から，一番下まできた状態（下死点）までに変化する体積のことである。**図5-10**のクランクAがその回転軸を中心に回転すると，ピストンBはLの間を往復する。シリンダーの直径をDとすれば，ピストンが上死点から下死点まで動いて変化する体積Qは，

$$Q=\pi\left(\frac{D}{2}\right)^2 L \quad \cdots\cdots(5.7)$$

すなわち，

$$Q \fallingdotseq 0.785\times D^2\times L \quad \cdots\cdots(5.8)$$

となる。

図 5-10

エンジンの出力は行程容積の大きいものほど大きくなるので，上のようにエンジンの大きさを行程容積で表わしているのである。模型飛行機用エンジンは，これによって，級別をつけている。

現在は模型飛行機用エンジンとして公式に認められているものは，ＦＡＩ（国際航空連盟）およびＪＭＡ（日本模型航空連盟）では**表5-1**のとおりであって，行程容積が10cm³(cc)以下のエンジンである。終戦後アメリカの規格にならって，立方インチ式が用いられ，09とか19とか35などという呼び方

表 5-1　エンジンの級別

FAI（級）	行程容積 cm^3 (cc)	JMA（級）	立方インチ表示市販品
I	～ 1.0	½A	0.049～0.06
	～ 2.5	A	0.09～0.15
II	～ 5.0	B	0.19～0.29
III	～10.0	C	0.35～0.60

をしていた。09 は 0.09 立方インチ，19 は 0.19 立方インチのことである。日本の航空界が世界の航空界に復帰して，FAI のメンバーとなってからはメートル法にしたがい，立方センチ(cm^3=cc) で表わすことになった。しかし，現在でも15と29などと立方インチの呼び方も用いられている。これらの換算をする場合は，

立方インチ→cc　　（立方インチ数）×16.7≒cc数

cc→立方インチ　　(cc数)×0.06≒立方インチ数

で計算すればよいのである。現在市販されているエンジンで最も小さいものは 0.01立方インチ（0.17cc）のものである。級別する場合には4サイクル・エンジンではその行程容積の60%の値を用い，ジェットでは噴射筒の後部最小面積 8 cm^2 以下のみとし，これをJ級と呼んでいる。

エンジンの性能はこの行程容積だけではわからない。性能を比較する場合に用いられる単位に**馬力**というのがある。これは馬力とはいうが，なんにん力という力とは違うもので，1馬力は1頭の馬の力ではないのである。馬力というのは物理学や工学でいう仕事をする能力を表わす単位である。仕事というのは，（力）×(距離）であるから，単位時間内に行なう仕事を能力とすれば，

$$\frac{(\text{力})\times(\text{距離})}{(\text{時間})}=(\text{力})\times(\text{速度})$$

である。馬力(Horse Power)の頭文字を用いたHPまたはHPが馬力の単位の記号であって,

$$1\,\mathrm{HP}=75\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m/s}$$

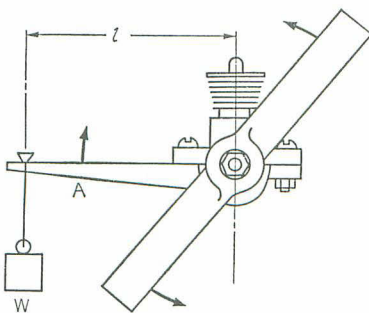
である。これは1頭の馬の仕事能率にだいたい近いところから，1馬力というようになったものと思われる。

エンジンの馬力を測定する場合は（力）×（速度）を（トルク）×(回転数)に置き換えて計算する。馬力の測定法にもいろいろあり，模型飛行機用エンジンの馬力測定に主として用いられる方法はファン・ブレーキ法であって，この方法で得られる馬力は**制動馬力**（Brake HP または B HP）と呼ばれる。トルクを T(kg•m)，回転数を n（毎秒）とすれば,

$$\mathrm{B\,HP}=\frac{2\pi T\cdot n}{75} \quad \cdots\cdots (5.9)$$

トルクをkg•cmで測り，1分間の回転数を用いれば,

$$\mathrm{B\,HP}=\frac{2\pi\ \dfrac{T}{100}\cdot\dfrac{n}{60}}{75}=\frac{2\pi\cdot T\cdot n}{75\times 60\times 100}$$

で計算すれば得られる。エンジンに取り付けたファンが矢の方向（**図5-11**は向かって左回り）へ回転するとすれば，エンジンは反対の方向（図 5-11 に向かって右回り）へ回転しようとする力が働く。この力に抗じて腕Aに重さWの重りを下げてちょうどつりあうようにすれば，この場合のトルクTは,

$$T=lW$$

となる。ただし，l はmで，Wはkgで測定すれば，得られるトルクは T kg•m である。

図 5-11

図5-12は馬力―回転数，トルク―回転数の特性曲線を表わしている。エンジンの性能は，燃料や取り扱い技術，空気の密度などによって変化するものであるが，普通は標準としてこの馬力曲線によって表わされ，必要に応じてトルク曲

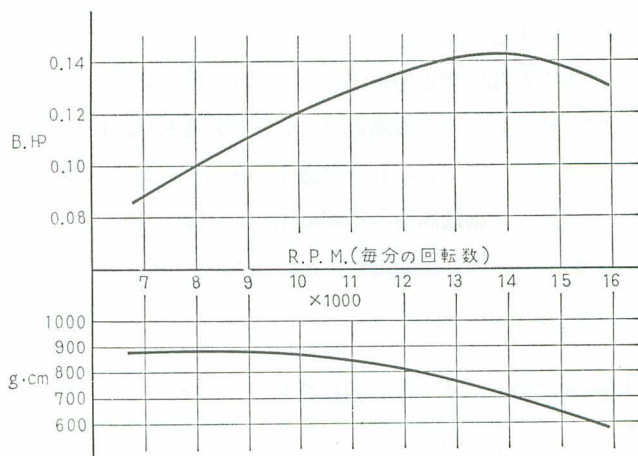



図 5-12

線も用いられる。図5-12の曲線は10と呼ばれる行程容積1.67ccのエンジンに消音器を取り付け，燃料はニトロ・メタン5％，メタノール70％，ヒマシ油25％の混合燃料を用いた場合の馬力曲線（上の曲線）と，トルク曲線（下の曲線，単位は g•cm）である。これからわかることは，馬力は回転数の増加にしたがって，増加し，ある回転数（約14,000回）で最大馬力となり，それよりも回転数が増加すれば，逆に馬力は低下することと，トルクは，回転数が増加するにしたがって減少するということになる。また，この馬力曲線から最高馬力を発揮するときの回転数がわかるから，その回転数を出すプロペラを選択することができるのである。

参考のために2.5cc（15）と6.7cc（40）の馬力曲線，トルク曲線をそれぞれ**図5-13**，**図5-14**に示しておく。図5-13には燃料の違いによって曲線が変わって

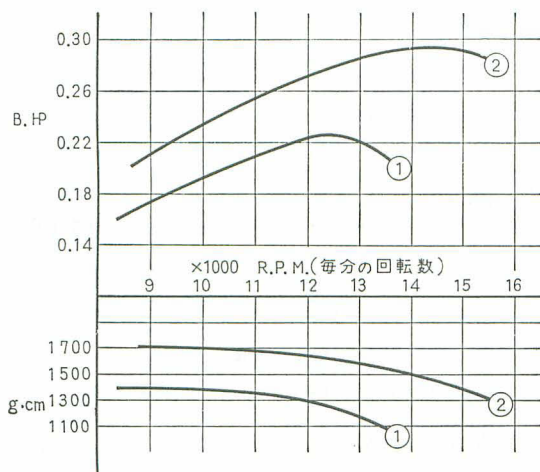



図 5-13

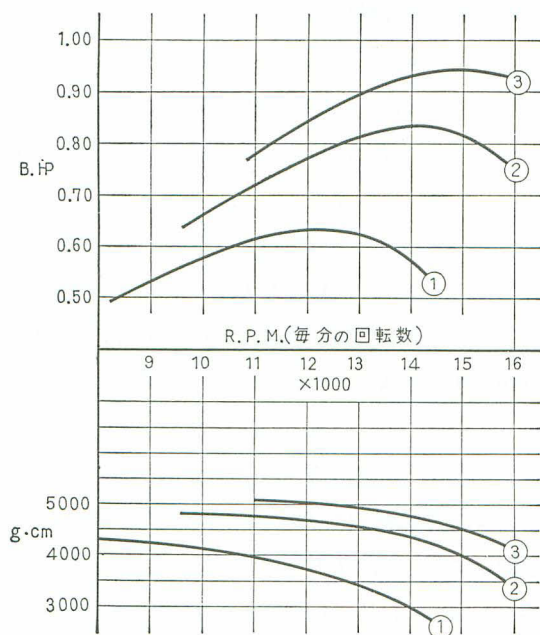



図 5-14

いることを示している。図 5-13 の①の燃料はニトロ・メタン5%，メタノール70%，ヒマシ油25%で，②の燃料はニトロ・メタン30%，メタノール45%，ヒマシ油25%である。図5-14には燃料の違いと，消音器の有無による変化を示す。①は消音器を付けた場合で，②は消音器無しの場合である。燃料はどちらもニトロ・メタン5%のものである。③は消音器無しで，ニトロ・メタン30%の燃料を用いた場合である。この曲線から1,000cc のエンジンに換算すると約140 BHPとなり，模型飛行機用のエンジンがいかに性能が良いかがわかる。

馬力曲線を求める実

験を行なわずに，計算だけで馬力を推定することもできるが，正確な資料が得られないので，これはあくまでも推定である。この計算式から馬力を増大させる要素がわかるので，一応の説明を加えておこう。

$$\text{HP}=\frac{\eta\cdot P_m\cdot\pi\left(\frac{D}{2}\right)^2 L\cdot n}{75} \quad\cdots\cdots(5.10)$$

が計算式である。η は機械の効率で，ボールベアリングを使用するなどしてこの効率を良くするのであるが，だいたい 0.6〜0.75 の値を用いている。P_m は平均有効圧力で，シリンダーの中は爆発とか，排気だとか，圧縮などと，その圧力は変化しているのが常であるが，それを平均した場合の圧力であって，グロー・エンジンの場合はだいたい 4kg/cm^2 くらいにとればよい。この P_m が増加すればHPが増加するのであるから，**圧縮比**（ピストンが上死点にきたときのシリンダーとピストンとの空間の体積で，下死点にきたときの空間の体積を割った値）を高くしたり，燃料を考案したり，排気や吸気などに苦心が払われるのは P_m を大きくするためである。$\pi(D/2)^2\cdot L$ は行程容積であって，行程容積が大きければ馬力は大きい。n は回転数（毎秒）で，回転数が増加すれば馬力が大きくなることが，この式からわかる。模型飛行機用のエンジンは非常に小型であるから，その回転部分も小さく，回転数を大きくすることは割合にむずかしいことではない。最近のエンジンの回転数は毎分15,000回あたりが普通で，ごく小型のもので毎分20,000回を越すものも市販されている。

模型飛行機用エンジンのように馬力の小さいものの回転数を測定する場合，回転計の吸収する馬力の影響を受けて回転数が落ちるようなものは使えないので，光を用いる回転計，たとえば，光電池へはいる光をプロペラで切って，その光を切る回数から回転数を測定するとか，ストロボ装置を用いるなどによるのが，最もよいとされているが，回転計自体が相当高価であって，だれでも簡単に購入するというわけにはいかない。そこで，それほど正確な値は得られな

いが，実用的な共振式の回転計がある。それは2サイクル・エンジンであるから，回転数と爆発回転が等しいので，エンジンの上下振動数が回転数と一致することに目をつけ，片方を固定した針金の振動は，長さの平方根に比例するから，針金の長さを加減して最もよく振動する長さを見付け，その長さから回転数を測定する方法である。いろいろの回転数をそれに応じた長さのところにマークしておけば，最もよく振動する（共振する）長さから回転数を直読することができ，弱電の進歩により，安くて精密な回転計が作られるようになった。

ならし運転（ブレーク・イン）　新しいエンジンはならし運転をしなければならない。ならし運転を行なわず，いきなり全速運転を行なうと，軸受け部分やピストンとシリンダーの部分が焼き付いたり，傷ができたりしてエンジンの寿命を著しくちぢめるばかりでなく，高性能を発揮させることができなくなるのである。

ならし運転の目的は，各回転軸と軸受け，ピストンとシリンダーのように，はめ合い（嵌合）になっている部分が精密工作されてあっても，軸と軸受け，ピストンとシリンダーの一つ一つの組み合わせたものについては，必ずいくらかの違いがある。このわずかの違いを互いにすり合わせて，互いによくなじませる。すなわち，油を充分与えて，共ずりを行なうのが目的である。したがって，燃料は，ならし運転用の潤滑油（たとえばヒマシ油）の多いものを用い，回転は最高回転数の70％程度で行なうのである。

ならし運転の仕方はいろいろいわれているが，最もていねいな方法としては，上のようなならし運転用の燃料で，全速運転の70％程度で約30秒ずつ15回くらい繰り返して運転する。そこで石油などでエンジンの中を洗い，1回の運転時間を2～3分くらいに延ばし，15～20分運転したら中を洗い，また運転するというようにして，延べ1～3時間くらいで終わる。これは大変なことだとだれしも思うだろうが，ならし運転はていねいなほどエンジンは長持ちするばかりでなく，性能をじゅうぶん発揮させることになるのである。しかし，なら

し運転のこつを充分のみこみ，細心の注意をすれば，たとえば，燃料を多い目に供給しながら，つまり，燃料を濃い状態に保ちながら，過熱しないように運転し，排出油の色などに注意しながら，回転むらなどから直ちにエンジンの状態が判断できれば，回転数を徐々に上げていって30分くらいで切り上げ，あとは機体に取り付けてから飛行させながら行なうこともできよう。

その他の動力 模型飛行機の動力として，最も一般に使用されている糸ゴムと2サイクルのグロー（焼玉）エンジンについて述べてきたが，これらの外に圧縮空気エンジン，CO_2（炭酸ガス）エンジン，ロータリー・エンジンや電動機なども使用されている。昔懐かしい4サイクルのエンジンが，音のスケール機とか言って流行の兆がある。1843年ころ英国のヘンソンやストリングフェローが蒸気機関を積んだ模型飛行機を作ったというが，外燃機関である蒸気機関は蒸気を作るボイラーが必要で，模型飛行機の動力としては重すぎて不利であろう。

圧縮空気エンジンと CO_2 エンジンは，グロー・エンジンと同じように，上下するピストンがあって，ピストンが上死点へくると，球弁を開いて圧縮空気，または CO_2 ガスをシリンダー内へ入れ，圧縮空気，や CO_2 ガスの圧力でピストンを押し下げて，クランク軸を回すという仕掛になっているエンジンである。圧縮空気は胴体に組み込まれたボンベに，自転車用の空気入れで空気を入れ，圧縮空気を作り，CO_2 ガスは暑くなると店頭に現れる炭酸水用の CO_2 ボンベを利用するのである。両方ともグロー・エンジンに比べて，出力も，回転数も小さいが，特に好んで愛用するファンは多い。

ロータリー・エンジンの回転原理は，ロータリー真空ポンプを逆にしたと考えれば，わかりやすいと思う。真空ポンプは軸を回転して，空気を吸い出して真空を作るのであるが，逆に高温高圧のガスによって軸を回し，プロペラを回すと思えばよい。このエンジンの特徴は，ピストン・エンジンのような往復運動をするものが無いことである。ガスの圧力によって軸を直接回転するのであ

るから，振動の少ない，効率の良いエンジンが作れるはずである。とは言え，機械は原理だけで作れるものではない。新しい原理のエンジンを作り出すということは容易なことではない。

電動機はまるで銅の塊のようなもの，エネルギーを供給する電池は重いものの代表といわれるくらい重いものである。模型飛行機の動力に使えるものがなかなかできなかったが，敗戦後，小型モーターの需要，たとえば，髭剃(ひげそり)とか，８ミリ映画のカメラやプロジェクターとか，テープ・レコーダーなどなどが急激に多くなって，マイクロ・モーターとして発達し，軽くて強力な小型モーターが作られ，電池も改良されて，模型飛行機の動力として使われるようになった。電源として乾電池以外でも，たとえば，太陽電池なども使えるようになるであろう。

第6章　設計の第一歩

§6.1.　模型飛行機の種類

設計というと，定規やコンパスを使って製図していくことと思っている人が多いようだが，それは設計の一部分に過ぎないのであって，設計の第一歩はどんな種類の模型飛行機を作るのかということから始まるのである。そして，その大きさ，形，エンジンの選択，その他部品の選択と配列といったぐあいに進んでいって，空気力学的な計算，強度の計算，重量分布の算出，重心位置の決定などの作業を終わり，骨組みの構想がまとまったならば，さて製図にかかろうというわけで，定規，コンパスを取り上げるというしだいである。

模型飛行機にはたくさんの種類があって，それぞれの目標とするところやその性能が違っている。したがって，設計方針もそれぞれおのずから違ってくるわけである。そこで，まず大まかに分類して，種類がどのくらいあるかを調べることから始めなければならない。

第一番目にあげなければならないのは，その数も多く，系統的である各種競技機であろう。ＦＡＩの世界選手権競技機を頂点とすれば，小・中学生の競技機とされているライト・プレーンをすそとするたくさんの種類がある。その数多くの中で，Ｕコントロール機やラジオ・コントロール機など非常に盛んになってきたが，理論的にも，技術的にも自由飛行型の滞空競技機が代表的なものと考えてよい。

滞空競技機は動力の有無によって，動力機とグライダーに分かれ，動力機はさらにゴム動力機とエンジン機に分かれる。世界選手権競技機はゴム動力機（ウェークフィールド杯機，Ｗ級，Ｆ１Ｂともいう），エンジン機（ＦＡＩパワー，Ｆ級，Ｆ１Ｃともいう）とグライダー（ノルディック，½Ａ級，Ｎ級，

Ｆ１Ａともいう）の３種類がある。この競技会に出場する選手を選抜するための競技が各国で行なわれるが，日本では世界選手権とまったく同じ機種によって日本選手権が競われるのである。これよりは幾らかやさしい日本国内競技機にはゴム動力機 R級, ガス・フリー（エンジン機）½A級，A級，B級，曳航グライダー G級，手投げグライダー A級，ゴム動力ヘリコプター，エンジン・ヘリコプター，と類別がある。ライト・プレーンにはゴム動力機 A級，B級，グライダー C級, D級がある。これら競技機にはそれぞれの規定によりいろいろの制限があって，世界選手権，日本選手権に対してはＦＡＩスポーツ規定，第4部模型航空機の部に，国内競技は日本模型航空公式競技規定，フリー・フライト（F/F）の部に，ライト・プレーンは公式初級模型飛行機競技規定にそれぞれ定められている。

Uコントロール機には，スピード機，曲技（スタント）機，コンバット機，チーム・レース機，スケール機などの類別があり，ラジオ・コントロール機には曲技機，パイロン競技機，スピード機，滞空機（エンジン機，グライダー）がある。これらにもそれぞれ相当きびしい制約がある。たとえば，Uコントロール機では飛行状態の操縦索の引っ張り試験を機体重量の15～30倍で行なうのである。

模型航空世界記録（滞空・距離・高度・速度）を樹立する機体は模型航空機であればよいのである。この模型航空機というのは，翼面積が 150dm² 以下で，全備重量 5kg 以下のものである。

これ以外にも，地方地方で，あるいは業者とかグループなどで行なう競技会の参加機にもそれぞれの制限が設けられているのである。

第二番目は教材とする機体をあげてみよう。教材機というからには，学校や講習会を想定するわけで，その教材によってなにを教え，なにを指導するかによって違ってくるけれども，ここでは模型飛行機の指導を主体として考えていくのであるから，まず指導を受ける者の年令，技術などによって，初級機か，

中級機かということになり，その工作の所要時間によって大変な制約をうけるものである。これは別の意味で設計の非常にむずかしい機種である。

最後には上のような一切の（模型飛行機としてのわくの中での）制約からのがれて，自由に思いのままに設計されるものは，それこそ千差万別である。小は折り紙，切り紙飛行機（正しくはグライダーであるが一般にこういわれている）から，針金に絹を張った翼のもの，竹ひごに紙張りのものから，機体だけで１機数万円ものスケール機など，まったくの趣味としている模型飛行家達の設計する機種はどう分類すればよいか，とまどいするばかりである。そこで普通の呼び方にしたがって，競技機に準じて分類するのが賢明な方法と思われるので，それにしたがえば，自由飛行型かコントロール型かに大別し，動力の種類，たとえば，グライダーか，ゴム動力機か，エンジン機かということになり，さらに大きさによって分類することになろうかと思う。

しかし，そういう分け方とは別に，いろいろの部分に着目して，競技機・教材機などにかかわらず分類することもできる。たとえば，離着を陸上とする陸上機か，水上とする水上機か，というような分け方もある。そのように考えてくると，陸上機には２車輪式と３車輪式，水上機には単フロート式，２フロート式，３フロート式，あるいは飛行艇のような艇体式などがある。主翼の枚数によって単葉機・複葉機・多葉機とに分かれ，小さいほうの翼（普通尾翼という）が主翼の前にあるエンテ機，水平尾翼の無い無尾翼機などがある。また，エンジンの数によって，単発・双発・三発・四発など，プロペラが引くように働くトラクター型，押すように働くプッシャー型，前後にプロペラの有るタンデム型などと分類されるのである。それに，非常に高度の技術が要求されるものとして一派をなすといわれる室内機は，一つの独立的な存在で，これにもグライダー，ゴム動力機の区別がある。

§6.2.　種類と大きさの選定

模型飛行機を設計する場合，第一に決めなければならないのは，その種類と大きさである。模型飛行機の種類については§6.1.に述べたように，それこそ文字通り多種多様であるが，設計しようとする模型飛行機はどの種類に属するものか，そして，その大きさはだいたいどれくらいのものにしたいかを決めることが第一歩であることは，先に述べたとおりである。

そのためには，設計する模型飛行機の目指す主な目的は何かということ，たとえば，競技会で優勝することとか，競技会に出るのではないが，非常によく飛ぶこととか，それほど飛ばなくてもよいが飛行させやすい機体であることとか，あるいは作りやすいこととか，限られた時間内に完成することなどいろいろとあろうが，その目的とする点をはっきりしておくことが必要である。

もう一つ忘れがちで，注意しなければならないことをあげておきたい。というのは，模型飛行機を飛行させる場所と，そこへ行くために利用する交通機関のことである。電車やバスを利用するのであれば，折りたたんで荷造りしたものが，その電車やバスに持ち込める大きさにまとまらねばならないことである。したがって，自動車で運搬するか，電車やバスで運搬するかによって，構造や大きさを考えなければならないのである。すなわち，運ぶことを充分考えて設計しなければお役に立たないのである。作った場所で飛ばせるのは折り紙飛行機か，切り紙飛行機くらいしかないことを忘れぬようにしたい。

さて，これら多くの種類の中で，滞空用の機体のデーターが最も多く，すべての機種の基礎となるから，設計の話を進めていくに当たって，自由飛行型滞空機の計算や設計要領の実際のモデルとして，毎夏行なわれてきた模型航空指導者講習会の教材として使っている模型飛行機（教材機F/F2と呼ぶことにする）を取り上げるのであるが，その設計に当たって考えたこと，設計の方針などについて，また，設計と製作と試験飛行をいかに繰り返して行なったかを述

べて，これからの参考にしたいと思うのである。

模型航空指導者講習会に出席できる聴講者は，大部分が小・中学校の理工の教師であって，模型飛行機について多かれ少なかれ，なにがしかの経験，ライト・プレーンくらいの経験を持っているという前提で，バルサなどの市販素材から工作して骨組みを作り，紙を張って塗装して完成するまでの時間を，延べ15時間以内とする。自由飛行型で飛行性能中位の練習機であること，すなわち，競技は目的ではなく，正常なすなおな飛び方をし，飛ばしやすいこと，学課の内容との関連を考え，その試験もある程度実施できる機体であること，つまり，機構・性能などが学課の進行と平行的で，その姿も指導者講習会の教材としてふさわしいことなど，大変欲張った条件の下で設計したものである。

設計したものを数名の講師が１機ずつ作って飛行試験をする。悪い点を改めるということを重ね，実際に教材として講習会で使ってみる，また少し改良するというようにして，最初にゴム動力機を手がけて約４年かかってほぼ完成と思われたが，技術的な面でも，また運営上あるいは経済的な面でいろいろとむずかしい問題があって，エンジン機に切り替えたのである。エンジン機も試験飛行と改良とを積み重ねて，５年間の研究の結果，現在の教材機Ｆ/Ｆ2となったのである。

いずれにせよ，設計をしたならば，その設計にしたがって製作し，飛行試験を行なっては設計と照し合わせる。不都合な点，気に入らない点は，それが設計上の問題であっても，工作上の問題であっても，改良すべき点は勇気を出して改良する。そうしてだんだん完成機に近づくことができるのである。したがって，いかに細かなことでも，正確に記録して残すことを忘れてはならないのである。教材機のように数年間もかかるものはもちろんであるが，簡単なものでも記録を残す習慣をつけることがたいせつである。模型飛行機のことに毎日専念するわけにいかないのであるから，つい忘れてしまってたびたび同じ失敗をすることがあるからである。

そこで，このモデルは，

(1) 自由飛行型である。

(2) 練習機である。すなおな飛行をし，飛ばしやすい機体である。

(3) エンジン機である。

(4) 運搬のため，主翼・尾翼・胴体の3部分に分解できる機体である。

のような目標をもって進むことにしよう。

次には大きさを定めなければならない。模型飛行機の大きさはどう定めていき，なんによって表わしたらよいか，それは競技規定をみてもわかることであるが，グライダーとゴム動力機とエンジン機とでは，それぞれ多少の違いがあって，一様にはいかないようである。できるだけ統一的に考えてみよう。

三つの中では，動力の無いグライダーが最も要素が少なく，主翼の翼幅か翼面積でおよその大きさを代表させることができる。それは主翼を大きくすれば，胴体の長さも，尾翼の面積も，ほぼそれに比例して大きくなるからである。

グライダーの大きさをどのくらいにするかは，なかなか面倒なものである。形を大きくするにしたがって，重量が急速に増加するので，翼荷重も増加する。一方，形が大きくなればレイノルズ数（翼弦と速度の積を空気の動粘性係数で割った値）が増加するから，空気抗力が減少し揚抗比が大きくなる。したがって，滑空比が大きくなるのである。すなわち，形の小さいものは翼荷重が小さいため，滑空速度が小さい代わりに滑空比が貧弱であるが，形の大きいものは滑空速度が大きい代わりに，滑空比がすぐれていて，沈下率の点からいうとそれぞれ一長一短があり，どのくらいの大きさが適当であるかはなかなかむずかしい研究問題である。N級では翼幅1.7～2m，翼面積 25～30dm^2 となっている。性能を向上させることを考えると，もう少し大きくしたほうが良いのであるが，工作・えい航・運搬などの点からみて，手ごろな大きさといえるのではあるまいか。国内級のG級は全重量100～300gと規定されているので，N級よりやや小さく，翼幅を 1,000～1,700mm とするか，翼面積を10～25dm^2

とすればよかろう。

ゴム動力機の場合は，ゴムの分量から胴体の長さを定め，胴体の長さから翼幅，翼面積を定めていくのである。国際級のW級ではゴムの重量を 40g，主翼と尾翼との合計面積を 17～19dm^2 と規定されていて，優秀なW級機の胴体の長さを調べてみると，だいたい 1,000～1,200mm であって，翼幅も，1,000～1,200mm である。形を大きくすれば，グライダーと同様にレイノルズ数が大きくなり，空気力学的には良くなるが，重量が重くなることは動力に限りのあるゴム動力機にとっては非常に苦しいところであって，1m前後というのがちょうど良い値である。国内規定のR級では全重量を 50～170g と押えているので，W級の重量などから計算してみると，翼幅は 600～1,000mm，翼面積は 3.5～11dm^2 という値が得られる。大きさにだいぶ幅がある。

エンジン機を設計する場合も，ゴム動力機と同じように動力を出発点とするのである。つまり，動力ゴムの重量の代わりにエンジンの馬力から出発するのである。ところで，模型飛行機用エンジンのような小型エンジンの馬力を正確に測定することはそれほど容易なものではなく，測定値の信頼度もそれほど高くないので，それほどあてにならない馬力よりも，比較的精確に測定できる行程容積を用いたほうがよかろうというわけである。すなわち，エンジン機の大きさはエンジンの行程容積で定めようというのである。

与えられたエンジンの行程容積に対して，機体の大きさ，すなわち，翼面積をどうすればよいか，なにをもとに割り出したらよいかである。それには実機の場合の翼面馬力と同じように，行程容積(cc)を翼面積(dm^2)で割った値によって判断するのである。戦前はエンジンの性能が今ほど良くなかったためか，0.15～0.2 という値になるようにしたのであるが，現在市販されているエンジンは，往時のエンジンにくらべて，同じ行程容積であっても回転数が大きく，その出力（馬力）も大きくなっているから，近年のF級の翼面行程容積の値は 0.06～0.10と相当小さく取るのが普通である。したがって，このような翼面行

程容積を用いて翼面積を算定することができるのである。すなわち，

$S=$ （行程容積）÷（0.06〜0.10）……………………………(6.1)

となる。

そうすると，グライダーも，ゴム動力機も，エンジン機も，翼面積のところでそろうわけで，そうすれば翼面積から先の設計法は統一的な方法が考えられるわけである。

すなわち，翼面積を決定するまではグライダー，ゴム動力機，エンジン機それぞれの立場で独自の方法で計算して翼面積を出す，翼面積がきまったら，それから先は同じ方法で設計しようというのである。

モデル機のF/F2翼面積を決定しよう。エンジンの行程容積は1ccである。練習機であるから翼面行程容積の値はほぼ中間値0.074としよう。したがって翼面積 S は，

$$S=1\div 0.074=13.5(\mathrm{dm}^2)$$

となる。

第7章　基本的な設計

§7.1.　主翼面積

さて，模型飛行機の種類と大きさがきまって，大きさを表わす主翼の面積Sがきまったのであるから，次はその翼幅bと翼弦tの大きさをきめなければならない。つまり，細長いものにするか，ずんぐりした主翼にするかをまずきめなくてはならない。それは翼幅と翼弦の比によってきまるもので，前に述べた縦横比λによって定まるのであるから，取りあえずこの縦横比をきめてかからなければならない。さて，この縦横比の値が大きくなると，翼端渦の影響が減少して誘導抗力が減るから，揚抗比が大きくなって，上昇性能や滑空性能が向上することになるのである。したがって，縦横比はできるだけ大きくするほうが良いと簡単に考えられがちであるが，それでは一体どの程度に性能が向上するかを翼型クラークYについて計算してみると，縦横比6とその2倍の12の場合の最大揚抗比の値は12.5と，14.5となるのである。これは，縦横比を6から12にしても最大揚抗比の値はわずか16%程度しか増加しないということを示すものである。縦横比を6から12にするということは，翼弦が75%に小さくなり，翼幅が1.4倍になるということであって，こんなに細長くしてもその効果はわずか16% しかよくならないのである。ところで，同一翼面積のものの縦横比を大きくすると，翼弦がこのように小さくなるから，レイノルズ数が小さくなって，その結果，**形状抗力**（摩擦抗力と圧力抗力の和）のほうが誘導抗力よりも著しく大きくなってくるのである。したがって，縦横比を大きくして誘導抗力を減らしても，翼弦が小さくなるための形状抗力の増加に打ち消されてどれほどの効果が現われるものか疑わしいのである。そればかりでなく，縦横比を大きくすると細長くなるため，翼にかかる曲げモーメントが大きくなり，

たわみやすくなるし，ねじれやすくもなるのである。それを丈夫にしようとすれば，その構造に苦しみ，正確に軽く作ることがむずかしくなってくるのである。けっきょく，模型飛行機の場合は縦横比を大きくして性能向上を計っても，その効果はほとんど現われず，むしろ，翼の強度上の無理のほうが大きくなって，あまり有利な方法ではないということがわかった。

こうしたいろいろの影響を充分検討したうえで，その模型飛行機に最も適した縦横比を選ばなければならないのである。だいたいの見当をいうと，縦横比を最も大きくしたい機種はグライダーで，これに次いでゴム動力機，エンジン機，ラジオ・コントロール機の順となり，Uコントロール機のように非常に小さな迎角で飛行させるものの縦横比は4とか5というように小さいほうがよいようである。

現今の優秀な模型飛行機の主翼の縦横比の値を調べてみると，

Uコントロール機	4.5〜6.5	ゴム動力機	8〜11
ラジオ・コントロール機	6〜7	グライダー	9〜16
エンジン機	6〜10		

である。これをみると，それぞれの機種の特長がうかがえる。

さて，翼幅bと平均翼弦t_m(矩形翼ならば翼弦は平均翼弦と同じであるが，先細翼や，だ円翼のように翼弦が一様でない場合は，それらを矩形翼とみなして換算した平均翼弦が必要である）との比である縦横比λは，

$$\lambda=\frac{b}{t_m} \quad \cdots\cdots (7.1)$$

しかるに，

$$S=b\times t_m \quad \cdots\cdots (7.2)$$

ゆえに，

$$t_m=\frac{S}{b} \quad \cdots\cdots (7.3)$$

である。これを（7.1）式に代入すれば，

$$\lambda=\frac{b}{S/b}=\frac{b^2}{S} \quad \cdots\cdots (7.4)$$

ゆえに,

$$S=\frac{b^2}{\lambda} \cdots\cdots (7.5)$$

あるいは,

$$b=\sqrt{S\cdot\lambda} \cdots\cdots (7.6)$$

となる。したがって,翼面積と縦横比がきまれば,(7.6) 式から翼幅を計算することができる。翼幅がきまれば (7.3) 式から平均翼弦を計算することができるのである。

F/F2はエンジン機の練習機であるから,翼を丈夫にするために λ を小さいほうの6.3と取って,次のようになった。

(7.6) 式から $b=\sqrt{13.5\times6.3}\fallingdotseq 9\,(\mathrm{dm})=900\,(\mathrm{mm})$

(7.3) 式から $t_m=13.5\div9.0=1.5\,(\mathrm{dm})=150\,(\mathrm{mm})$

計算の場合に注意しなければならないことは,計算の途中の単位はすべて統一するということ。たとえば,翼面積を dm^2 で表わせば,翼幅も翼弦も dm で答が得られるということである。

§7.2. 主翼の平面形

種類や大きさの検討をして翼面積が決定されたら,縦横比をきめることによって主翼が細長いか,短くてずんぐりかがきまるが,これをどんな平面形にするかが問題になるのである。たとえば,矩形翼なら直ちに,平面形は辺がそれぞれ b, t_m の矩形であることがわかるが,**先細翼(テーパー翼)**の場合は**中央翼弦**と**翼端翼弦**との比,すなわち,**先細比(テーパー比)**をきめて,中央の翼弦と翼端の翼弦を決定しなければならない。

先細翼は**矩形翼**に比べて誘導抗力の小さいこと,翼の重量を軽くすることができるなどの利点があり,誘導抗力の最も小さい平面形は**だ円翼**であるが,先細翼でも先細比を 1:2.5 にすれば,ほとんどだ円翼と変わらないのである。

したがって，先細翼についての性能を考えておけばよく，だ円翼はそれより幾分良くなるものと思えばよいのである。先細翼の先細比は1：2から1：3くらいにすればよいのであって，先細比をあまり大きくすると，翼端から失速を始める性質が現われてきて，横安定を悪くする結果となるから，先細比はどんなに大きくても1：4以上にしてはならないのである。

さて，**平均翼弦** t_m と中央(付け根の)翼弦 t_o と翼端翼弦 t_e との間には，

$$2t_m=t_o+t_e \quad \cdots\cdots (7.7)$$

の関係があるから，

$$t_o=2t_m-t_e \text{ または } t_e=2t_m-t_o \quad \cdots\cdots (7.8)$$

また，先細比 k は，

$$k=\frac{t_e}{t_o} \quad \cdots\cdots (7.9)$$

したがって，

$$t_e=kt_o, \text{ または } t_o=\frac{t_e}{k} \quad \cdots\cdots (7.10)$$

であるから，(7.10)式をそれぞれ (7.8) 式に代入して，

$$t_o=2t_m-kt_o, \text{ または } t_e=2t_m-\frac{t_e}{k} \quad \cdots\cdots (7.11)$$

となる。したがって，

$$t_o=\frac{2}{1+k}t_m, \text{ または } t_e=\frac{2k}{1+k}t_m \quad \cdots\cdots (7.12)$$

である。これから中央翼弦・翼端翼弦を算出するのである。

図7-1 は代表的な先細翼の平面形である。だ円翼というのは，だ円とはいうものの，数学的に完全なだ円というわけではなく，見たところだ円に似ている翼であることが多いのである。**図7-2** は上から矩形翼・先細翼・だ円翼の平面形である。

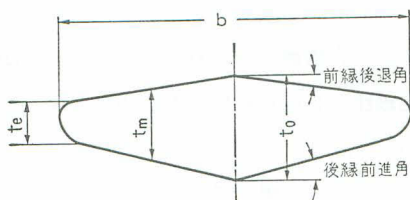



図 7-1

矩形翼では翼弦が一定であるが，先細翼やだ円翼では翼弦が変化しているから，縦安定の計算をするときなど，

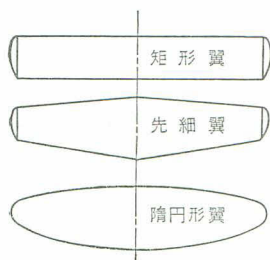



図 7-2

その代表としてどこの翼弦をとるかが問題となるのである。

この代表となる翼弦を**空力平均翼弦**といい，先細翼の場合の空力平均翼弦 t_{ma} は次の式で計算することができる。

$$t_{ma}=\frac{2}{3}\left(1+\frac{k^2}{k+1}\right)t_o \quad \cdots\cdots\cdots(7.13)$$

この式で計算した結果をグラフに示したのが**図 7-3**である。

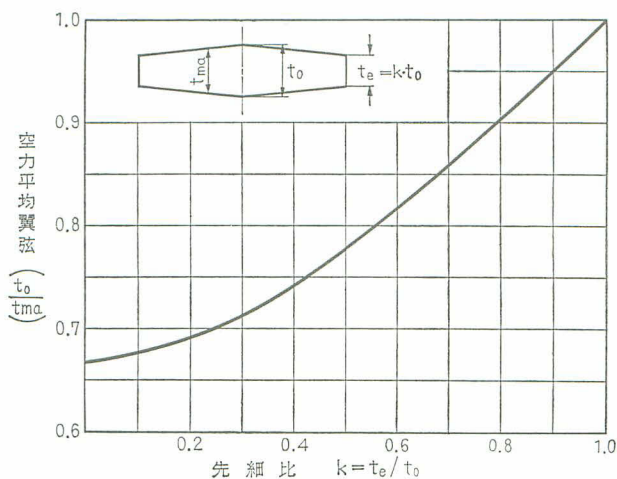



図 7-3

このグラフを用いると，たとえば，先細比１：２では $k=0.5$ であるから，$t_e/t_{ma}=0.78$，となる。すなわち空力平均翼弦は中央翼弦の 78％ であることがすぐわかるのである。

空力平均翼弦は **図7-4** に示すような図式でも求めることができる。平面形を描き，t_o には t_e を，t_e には t_o を図のようにそれぞれの延長線上にA，Bととり，ABを結ぶ。台形の中心線 $\overline{EF}$ を引き，$\overline{AB}$ との交点Cを得る。このCを

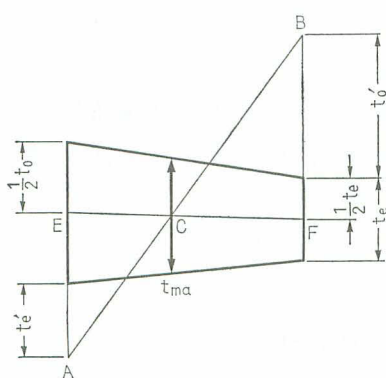



図 7-4

通る翼弦が求める空力平均翼弦である。

だ円翼の場合は,

$$t_{ma}=\frac{8}{3\pi}t_o \fallingdotseq 0.85t_o \quad \cdots\cdots(7.14)$$

で求めるのである。

このようにして求めた空力平均翼弦は，先細翼の場合にしろ，だ円翼の場合にしろ，翼面積を翼幅で割って求めた平均翼弦，すなわち，幾何学的平均翼弦よりは大きくなっていることに注意しなければならない。また，縦のつりあいや安定を計算したり，重心位置をきめたりする場合などに必要であるから，後退角や前進角（後述）のついた翼はもちろん，普通の翼についても求めておくべきものである。

図 7-1 に示すように，前縁または後縁が模型飛行機の中心軸に直角な線に対して後退している角度を**後退角**といい，反対に前進している角度を**前進角**という。普通の先細翼では図 7-1 のように前縁は後退角が，後縁は前進角がついている。前縁にも後縁にも後退角のついた**図7-5** のような翼を**後退翼**というが，その場合は翼弦の 1/4 の点を結んだ線の後退角で，その翼の後退角とするのである。

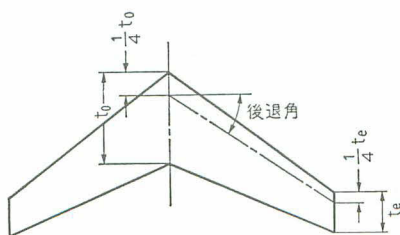



図 7-5

後退翼にすると，方向安定は多少良くなるが，翼端失速の傾向が著しく，工作もめんどうになるから，無尾翼機などのように縦安定を保つうえにどうしても必要な場合以外は，わざわざしないほうがよい。Uコントロール速度機などのように，小さな機体に大きなエンジンを積む場合，重心が前へ行き過ぎて困

るようなときには，逆に前進角を与えると空力平均翼弦が前進して，図7-6のようにつりあいが取りやすくなることもある。しかし，前進角を与えると後退角と反対に方向安定が悪くなることに注意しなければならない。ついでに，上反角の角度について触れておこう。上反角はグライダー，ゴム動力機，エンジン機の順に大きくするのが普通であって，その値はいちがいにはきめにくいが，1段上反角に換算するとだいたい，

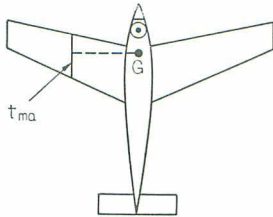



図 7-6

グライダー	8～12度
ゴム動力機	9～13度
エンジン機	10～16度

ぐらいが普通である。ラジオ・コントロール機では横の安定を小さくして操縦性を良くするため，半分くらいの角度を与えている。Uコントロール機は0度が普通で，ラジオ・コントロール機でも，上反角 0度 かそれに近いものがある。

F/F2の主翼は工作を容易にするために，矩形翼を採用し，1段上反角で，その角は14.5度としてある。

§7.3. 翼　型

主翼や尾翼の翼型が模型飛行機の性能にいかに大きな影響を持っているかは前（第1章§3）に述べたとおりで，今さら繰り返すこともないと思われるが，ライト・プレーンでさえも翼型の選び方が悪いと性能はがた落ちするものである。それでは，自由飛行型模型飛行機用の優秀な翼型というのは，どんな性質を持っていればよいか，どういう点に目を着けて選択すればよいかをあげてみよう。それは，

(1) 最大揚抗比の値がなるべく大きいこと。

(2) 失速を起こす迎角がなるべく大きいこと。

(3) 失速点に達しても急激に揚力が低下しないこと。

(4) 最大揚抗比の迎角と失速角とが，あまり近寄っていないこと。

(5) 工作が容易で正確に組み立てられ，かつ，その正確さが長い間保てること。

の5点である。第一はグライダーの滑空性能，動力機の動力飛行や滑空の性能を左右することについてはすでに述べたところである。次に失速角が大きいことを望むのは，自由飛行型には操縦機構をまったく持っていないので，なにかの原因で大きな迎角になったときに，失速の危険性を少なくするためである。それにしても失速に陥ることを絶対に避けるということはできない相談であるから，たとえ失速点に達したとしてもなるべく早く元の姿勢にかえるようにするためには，できるだけゆっくりと失速が起こることが望ましいからである。また，4番目は模型飛行機の飛行中の迎角は最大揚抗比の迎角に非常に近い迎角であるから，最大揚抗比の角と失速角とがあまり近いということは，失速を起こす率が多くなることを意味するからである。最後の工作がやさしいこと，正確に組み立てられ，保存性にすぐれていることについては，往々たいしたことではないように思われるが，これは模型飛行機にとっては他の事がらにも劣らぬ重大なことなのである。というのは，模型飛行機を工作する施設はまことに貧弱なもので，室の片隅か天井裏の1室を専有するのはぜいたくなほうで，工具なども手工具が大部分であって，よほどのものを作る場合でない限り，治具なども用意されず，定板と定規をたよりに，のこぎりと小刀で作っていかなければならないのが常である。だから，工作のむずかしい翼型であったりすると，結果は不正確になったり，工作中の無理がたたって保存中に狂ったりして，いざ本番というとき設計とは似ても似つかないものとなってしまうことがあるから，特に注意したのである。

さて，以上のようなことに着目して選定するといったが，このような性質はどうして知ることができるかである。それはやはり風洞実験をするしかないのである。模型飛行機の場合は実物の飛行機のように風洞用模型を用いるのではなく，模型飛行機そのものを風洞実験することができるので，風洞の風速を模型飛行機の飛行速度に等しくして実験すれば，その結果をそのままの数値について比較検討することができるのであるが，そのような実験報告があまり見あたらないのである。

これに比べて，実物飛行機用の翼型は非常にたくさん発表されている。したがって，その実物用模型の特性を利用して設計する人もあるが，模型飛行機は実物飛行機に比べて，速度も極度におそく，寸法も非常に小さいので，翼のまわりの空気の状態がまるで違い，結果として揚力は減少し抗力は増加し，揚抗比は著しく小さくなり，また，最大揚抗比の点は迎角の大きいほうへ移動し，同時に失速角が小さくなる傾向にあるので，性能が非常に悪くなってくるのが普通である。したがって，実物用として優秀な翼型であっても，模型飛行機用として必ずしも良いというわけにはいかないのであって，実物用の特性をそのまま模型飛行機の設計に用いることは注意を要するところである。

模型飛行機に用いられる翼型には，

A—1型，JAL850，Mアーク72

などのような片面翼と，

クラークY，RAF32，NACA6512，グランドX8，ゲッチンゲン593，

エッフェル400，NACA0009，

などの両面翼の二つの種類がある。

手もとの資料の中で，模型飛行機用として風洞試験の結果が明かなものを**図7-7～図7～11**に示し，検討してみようと思うのである。

図7-7は JAL850 で，翼幅612.5mm，翼面積 6.45dm^2 縦横比6という室内機用の主翼で，風速 1.22m/秒の結果である。この特性曲線によって片面翼の

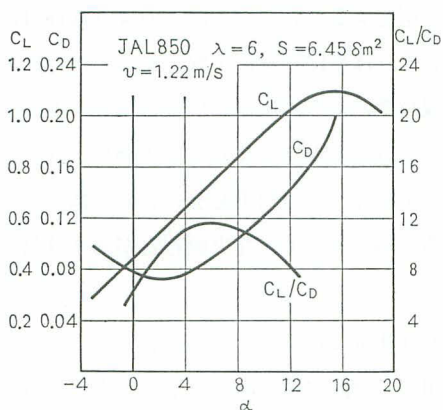



図 7-7

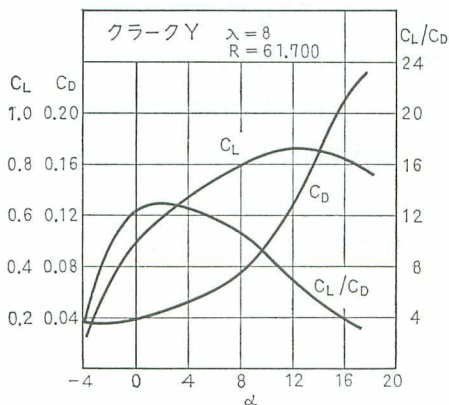



図 7-8

性質を知ることができるし，屋外機に利用してもより良い性能を発揮するものを設計することができよう。

図 7-8 ～ 図7-11は，翼面積，3.61dm²，縦横比 8 の先細翼（中央翼弦 125mm，翼端翼弦 75mm）で，風速 8.9 m/s の結果である。風速がやや大きいようであるが，これで設計上の計算をしてもそれほど大きな誤りを生ずることはないだろうが，性能がやや悪くなることを考慮すればよいであろう。

図中，C_Lは揚力係数，C_Dは抗力係数，C_L/C_Dは揚抗比，αは迎角である。

実機用の同じような翼型の特性と比較すると，揚力係数は非常に小さく，抗力係数は反対に大きくなっている。たとえば，実機用のクラークYの最大揚抗比が21であるのは，模型飛行機用では12.5であり，尾翼や胴体の有害抗力も含めた全機の揚抗比となると実機の20に対して，有害抗力の大きい模型飛行機では主翼だけで12程度であるから，まったく及びもつかないものである。

四つの翼型では RAF32 が最大揚力係数がやや大きく，失速角付近の曲線がなだらかであることが，他の三つよりややすぐれているといえるが，いずれも

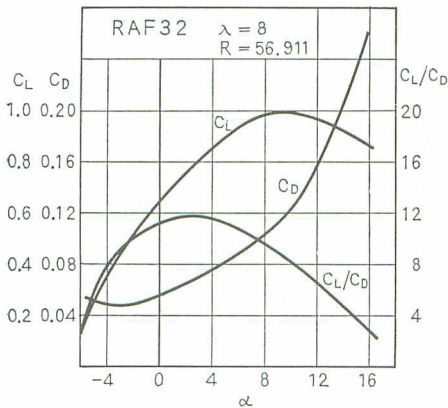



図 7-9

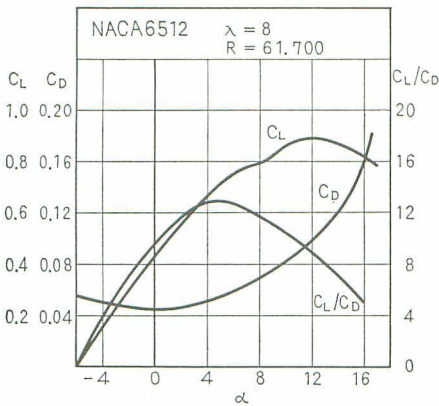



図 7-10

似たりよったりで，クラークYが少しも損色のないことがわかる。それだけでなく下面が平らであることのほうが，あとで述べるように工作上から見てすぐれていることを思えば，なかなか立派な翼型といえるのである。

翼型の性能を左右するいろいろの要素の中で，最大矢高（カンバー）の値と翼の最大厚味とがある。カンバーも厚味も，いずれが大きくなっても，だいたいにおいて迎角の大きいほうへ曲線が移動する。したがって，模型飛行機のように比較的大きな迎角で，しかもゆっくり飛行するものの主翼の翼型としては，カンバーの小さいものより大きなもの，薄いものより厚手のもののほうが有利であるといえるのである。

水平尾翼用の翼型は，普通はカンバーが０の，つまり，対称翼型を用い，揚力尾翼の場合は主翼のようにカンバーのある翼型を用いるが，主翼よりはカンバーの小さいものを用いている。最大厚味も主翼より薄く，翼弦の９％以下のものを用いるのが普通である。

垂直尾翼の翼型もカンバー０の翼型であって，最大厚は水平尾翼よりも薄いものを用い，場合によっては板状を用いることもある。

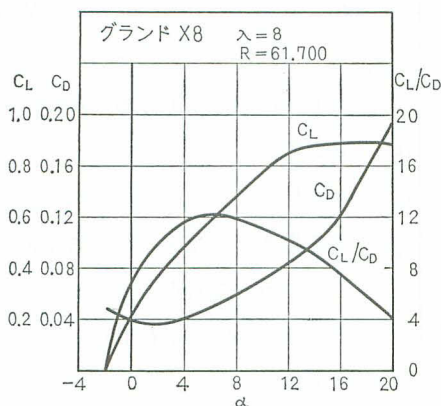



図 7-11

翼型を作図するために，その座標とだいたいの形を巻末にまとめて，できるだけたくさん収録しておいた。表の上欄は翼型の名称で，各座標の数は翼弦を 100 としたときの値で，x は前縁からの距離，Y_u は上面の高さ，Y_l は下面の高さを表わすものである。たとえば，翼弦が100mmであれば，表の数字そのままmmとして，座標軸から上面の高さ下面の高さとすればよいが，翼弦が 150mm の場合にはそのままを用いるのでなく，全部の数字を 1.5 倍して用いればよいのである。このような計算にはなんといっても計算尺は便利なものである。

また，NACA0009，NACA0012 は最大厚が翼弦の 9 %，12%であるから，より薄いものを必要とする場合には，その比率を掛ければよいのであって，たとえば，6 %のものが欲しければ，0012の座標を半分にすればよいのである。

F/F2の主翼の翼型はクラークYの最大厚を12%とし，水平尾翼の翼型は同じクラークYの最大厚を 9 %としたものを，垂直尾翼は厚さ 3 mmの板を採用している。

§ 7.4.　水平尾翼と垂直尾翼

つりあいと安定の役目を持っている尾翼の重要性については第 2 章に述べたとおりで，その設計もなかなかたいせつなものである。

まず，水平尾翼の設計について考えてみよう。水平尾翼の面積は大きいほど安定度はよくなるわけであるが，それにもおのずから限度があって，かりに揚

力尾翼だからといって，むやみに大きくすることは賛成できないのである。水平尾翼はなんといっても安定を保つのが第一の目的があるから，揚力のほうはなるべく主翼に負担させ，尾翼はその目的のための最小面積になるようにして，重量の軽減を計ることが大切である。ことに国際級のように主翼と水平尾翼の面積の合計がきめられている場合もあるから，よく注意してその大きさをきめていかなければならないのである。

一般に，水平尾翼の面積を主翼面積に対する割合できめているが，

グライダー	15～25%
ゴム動力機	25～35%
エンジン機	28～40%

といった値が普通で，無難なところである。

もっとも，第2章 §2.2. で述べたように，尾翼の働きは尾翼の面積ばかりでなく，尾翼と重心との距離，いわゆるモーメント・アームの長さによっても左右されるものである。また，翼弦の大きい主翼では，風圧の移動もそれだけ大きくなるから，それに対抗するためにも尾翼の面積やモーメント・アームの長さはあまり小さくはできないのである。

このようなことを考えて，設計のめやすとして第2章の水平尾翼容積の式(2.3)を利用して，

$$V_h=\frac{S_h\times l_h}{S\times t_{ma}} \qquad \cdots\cdots(7.15)$$

で求められる値によって判断するのである。

Sは主翼面積，S_hは水平尾翼面積，l_hはモーメント・アーム，t_{ma}は空力平均翼弦である。模型飛行機の水平尾翼容積は0.5～2.0とかなり広い範囲があって，この値が大きいほど縦の静安定は大きいのであるが，次の重心位置とも深い関係を持つものである。一般に強馬力の急上昇の機体では水平尾翼容積を大きくし，弱い馬力で緩上昇の機体やグライダーではこれを比較的小さくしてよいのである。

モーメント・アームは重心から水平尾翼までの距離といったが，正確には水平尾翼の風圧中心までの距離である。しかし，水平尾翼容積の計算に用いるモーメント・アームは水平尾翼の平均翼弦の1/3あたりまでを取ればよい。コントロール型では，昇降舵の蝶番位置までを取ればいっそう明確になってよかろう。前に述べたように，安定度を強くするためには，水平尾翼面積を増してもモーメント・アームを増しても同じ効果を現わすが，モーメント・アームを増すほうが性質が良くなるから，曲技機を除いて面積を大きくするよりもモーメント・アームを大きくして安定度を改善するほうが望ましいのである。

さて，重心位置と水平尾翼容積との関係を**付図1**に示す。重心位置が前方にあるものは水平尾翼容積が小さくてもじゅうぶんな安定度が得られるが，重心位置がだんだん後方へ行くにしたがって主翼の不安定度が増大するから，それをカバーするために水平尾翼容積を大きくとらなければならない。逆にいえば水平尾翼容積の大きなものは重心を後退させても安定を保つことができるのである。図からもわかるように，重心位置を主翼の70%とか80%においても，水平尾翼容積が1.2～1.4であればじゅうぶんな安定が保てるのである。このように重心を後方へ持ってくると，水平尾翼の揚力負担が大きくなってきて，揚力尾翼が必要となってくるが，付図1を利用してまず重心位置を適確に決定するのである。

Uコントロール機やラジオ・コントロール機の水平尾翼は，前部の固定した安定板と後部の可動する昇降舵から成り立っていて，昇降舵の割合は水平尾翼面積の25～50%程度であって，舵角は20°以下とすべきである。また，重心位置は主翼の25%か，それよりも前方へおくのが普通であって，重心を前のほうにおくほど縦安定は保ちやすくなるから，スピード機などでは前縁近くへ持ってきたものさえある。

安定度を改善するためには，上に述べたようにモーメント・アームを長くする方法が動揺を減衰する働きが強くなり，抵抗を減らすうえでも有利であるが，

モーメント・アームを長くするためには胴体を長くしなければならないのである。長い胴体の強度と重心位置のことを考えると，尾翼を相当に軽くしなければならなくなるのである。このあたりの設計はかなりの苦心を要するところである。

水平尾翼面積は（7.15）式を変形して，

$$S_h = V_h \frac{S \times t_{ma}}{l_h} \quad \cdots\cdots(7.16)$$

として計算するのである。V_h は上に述べた範囲内できめるとして，モーメント・アーム l_h をどうとるか，これをなるべく長くして S_h をなるべく小さくしたいのであるが，上のようにそうむやみに長くすることもできないのである。そこで，この場合も有名機などを調べた結果を利用するのが賢明な方法である。その数値の表わしかたは，大きい機体でも，小さい機体でも比較検討するのに便利なようにモーメント・アームが空力平均翼弦の何倍であるかというやりかたをするのである。すなわち，

グライダー	4～5倍
ゴム動力機	3.5～4.5倍
エンジン機	3～4倍

となっている。これはもちろん優秀な競技機について調べたものである。こうして l_h が決まれば（7.16）式で S_h を計算し，水平尾翼面積が決まるのである。面積が決まったら主翼の場合と同じように，平面形を決める手順になるのである。そこでまず，縦横比を決めなければならない。水平尾翼でも，縦横比を大きくするほど性能が良くなり，尾翼としての効きもよくなるのであるが，もともと主翼よりも最大厚を小さくするのであるから，縦横比をあまり大きくすると強度の点が問題となって，ある程度以上に大きくすることはできないのである。優秀な機体について調べてみると，だいたい 3.5～6 となっている。このあたりが最も良い，無難な値と思われるのである。

平面形は主翼とのバランスを考えて，矩形翼・先細翼・だ円翼など好みによ

ってきめればよいのである。

垂直尾翼の面積を正しくきめることは，水平尾翼よりもきめにくいもので，決定的な数値を出すことは今のところちょっとできそうもないというほかないのである。だいたいにおいて主翼面積の6～18%，あるいは水平尾翼面積の20～40%くらいにとればよいといわれている。らせん不安定の問題もあって，なかなか面倒であるが，陸上機にそのままフロートをつけて水上機として実験したところ，尻振り運動つまり舵行飛行を起こしてうまく飛行しなかったので，垂直尾翼の面積をだんだん増していってやっと安定した例もあり，実物の飛行機とは比較にならないくらい主翼の上反角が大きいので，少しくらい大き目であってもらせん不安定に落ち入る心配はまずなかろうと思われるが，面積を決めるめやすとして，第2章の（2.4）式の垂直尾翼容積を利用することにしよう。

$$V_v=\frac{S_v\times l_v}{S\times b} \quad \cdots\cdots(7.17)$$

V_vは垂直尾翼容積，S_v垂直尾翼面積，l_vは垂直尾翼のモーメント・アーム，Sは主翼面積，bは主翼の翼幅である。この垂直尾翼容積の値が0.030～0.070となるようにするのが普通である。（7.17）式を変形し，

$$S_v=V_v\frac{S\times b}{l_v} \quad \cdots\cdots(7.18)$$

が得られる。これによってだいたいの面積を計算し，上反角や胴体の側面積，特に重心より前方の側面積などを考えに入れて，垂直尾翼の面積を決定すればよい。だいたい，主翼の上反角が大きい場合，胴体のわりに主翼の翼幅が大きい場合，ゴム動力機のように重心より前方，機首が長い場合，プロペラの直径が比較的大きい場合などは垂直尾翼面積をそれなりに大き目にするのである。同じ程度のエンジン機とゴム動力機について比較してみて，機首が長くプロペラの直径の大きいゴム動力機の垂直尾翼のほうがエンジン機の垂直尾翼よりかなり大きいのでもわかるとおりである。形は各人の好みにまかせるといった感があって，垂直尾翼の形でその製作者が推測されるといったものである。だから

といって，どうでもよいと言っているのではない。垂直尾翼の取り付けが少しでも狂っていたら飛行姿勢に敏感に効いてくるのであって，垂直尾翼の取り付けがぐらつくようでは正しい飛行は望めないばかりか，ときには墜落してしまうことさえ起きるのである。したがって，できれば垂直尾翼は胴体に固定しておくほうが安心である。また，あとで述べるデサマライザーとの関係もあって，水平尾翼をはね上げる仕掛けなどの場合は，垂直尾翼と水平尾翼とを一体でなく，垂直尾翼は固定して水平尾翼だけが動くようにしたほうが安全あでる。

垂直尾翼の面積の配分について注意することは，動力機の場合は第2章§2.3.で述べたようにプロペラ後流の影響をうけるので，それを少なくするために胴体の上方だけでなく下のほうにも垂直尾翼を付けるのである。また，胴体の上のほうにだけ付ける場合に，動力飛行中旋回飛行になりがちのくせを，右旋回飛行に修正するために**タブ**（後縁に小さな紙片などで付ける補助的な小翼）をつけたり，ライト・プレーンの場合はプロペラのほうから見て，すなわち，機首のほうから見て垂直尾翼の竹ひごの右側に紙を張るなどするのである。グライダーの場合は曳航中に水平尾翼や胴体の影響をうけ，垂直尾翼の利きが悪くなる場合があるから，垂直尾翼の一部分を下へ出すか全体を胴体の下に取り付けるのである。しかし，胴体の下の垂直尾翼は着陸の際に地面をこすったり，なにかに引っかかったりして破損しやすいことに注意しなければならない。

Uコントロール機の場合は，胴体の重心付近と主翼の翼端付近との2か所を操縦索が引っ張っているので，極端な見方をすれば，スピード機などに見られるように，垂直尾翼らしいものは無くてもよいのである。曲技機などでは操縦索がゆるまないように，模型飛行機が外側へ向いて飛行するように垂直尾翼の方向を切っているものもある。

F/F2の水平尾翼と垂直尾翼を決定しよう。まず，水平尾翼容積の計算をしてみよう。

(7.15)式を計算するためには S_h と l_h をきめてかからなければならないから，S_h を主翼面積 S の30%とおさえ，l_h を空力平均翼弦の3.6倍として計算しよう。

$$13.5 \times 0.3 = 4.05 \quad (\mathrm{dm}^2)$$

$$150 \times 3.6 = 5450 \quad (\mathrm{mm})$$

それに，

$$t_{ma} = 150 \quad (\mathrm{mm})$$

$$S = 13.5 \quad (\mathrm{dm}^2)$$

を代入して，

$$V_h = \frac{4 \times 5.4}{13.5 \times 1.5} = 1.07$$

が得られる。付図1によって重心位置は50〜75%として，(7.16) 式で水平尾翼面積を計算すると 3.99dm² となる。そこで，これと主翼面積の30%の値とから水平尾翼の面積を 4.0dm² ときめ，重心位置を65%と決定しよう。

平面形は主翼が矩形翼であり，作りやすいのは矩形翼であるから，同じく矩形翼とし，縦横比を4とすれば，100×400mm となって都合がよいし3.5〜6の範囲にはいるので，縦横比4の矩形の揚力尾翼と決定したのである。

垂直尾翼面積は同じように (7.18) 式の計算から始める。V_v を最小の0.030とすれば，

$$S_v = 0.03 \frac{13.5 \times 9.0}{4.5} = 0.81 \quad (\mathrm{dm}^2)$$

となる。そこで，垂直尾翼の面積を 0.81dm² ときめよう。そうすると，主翼の6.0%，水平尾翼の 20.3% となり，垂直尾翼としては最小値をとることになるが，プロペラも 150mm と小さく機首も非常に短くできそうだし，それに脚を付けないということから，全体的にみて小さめにとって計算したのである。飛行試験の結果は満足すべき飛行ぶりを示し，つりあいと安定も充分であることが実証されたのである。

第8章　胴 体 の 設 計

§8.1.　胴体の役目

模型飛行機の重量を支えるのは主翼の役目であるが，主翼だけでは不安定であるから，安定して飛行するためには水平尾翼と垂直尾翼とが必要になったのである。したがって，主翼と尾翼が正しい姿勢で固定されていなければ，正しい飛行は望めない。つまり，胴体の第一の役目は主翼と尾翼とを正しい姿勢でしっかり固定することである。また，胴体にはエンジンを取り付けたり，離着装置を取り付けたり，動力ゴムを収納したり，あるいはラジオ受信機，モーター・サーボ，電池などを積むこともあり，ときにはペイロード競技機のように規定の荷物を積まなければならないこともある。

したがって，胴体の形や寸法は，これらの機能を充分発揮させるように決めていかなければならない。そのうえで，胴体自身としてもできるだけ空気抵抗の少ないものであることが必要である。

§8.2.　胴体の大きさ

長さ　胴体の長さを決める場合に，すでに決まっているものとしては，モーメント・アームの長さである。すなわち，重心位置から尾翼の中心までの長さが決まっている。それに水平・垂直尾翼の大きさも決まっている。そこで，それらの重量が推定できれば，重心のまわりのモーメントが計算できるから，それに対して，重心から前のほうをどれくらいにすればよいかが，決まってこなければならない。

胴体を軽くするためにもなるべく短くしたいが，重心から後のほうはモーメント・アームが決まっているから，機首を短くするしかないのである。ところ

が，機首をあまり短くすると，重心のまわりのモーメントを0にするためには，つまり，尾翼と機首とを平衡させるために機首に重りを積むことになり，重量が増加するのである。そこで，例によって有名機の機首がどのくらいになっているかを調べてみると，グライダーは胴体全長のだいたい30％前後である。ゴム動力機はだいたい動力ゴムの重心，ほぼゴム束の1/2のあたりが全機の重心付近にくることになるので，機首が比較的長く，35～45％でだいたい42％前後である。エンジン機はエンジンの重量が比較的重いので，機首も短く25～30％となっている。

したがって，重心から尾翼の先端までが決まっていて，上述の割合を満足するようにすれば，胴体の全長が決まってくるのである。

太さ 胴体の太さは §8.1. に述べたように，ラジオ・コントロール機のラジオ受信機やメカニズム，ゴム動力機の動力ゴムなどを収容しなければならないものを除けば，単に主翼と尾翼とをつなぐ棒にすぎないから，有害抗力や重量を軽減するためにはできるだけ細いほうがよいのである。以前は胴体の断面積を規定に決めていたが，今はそのような制限はまったく無くなっているので，許す限りの細い胴体にすることになる。しかし，細い胴体は強度の点でむずかしいばかりでなく，その固有振動数が小さいので，フラッタを起こしやすくなり，また，主翼や尾翼の取り付け方法がむずかしくなってくるのである。

グライダーの場合に，胴体をあまり細くすると，曳航フックの位置が重心に近くなり過ぎて，曳航がむずかしくなってきて困るし，ある程度太くして，曳航フックの位置が重心から離れるようにすれば，胴体の側面積が横安定に良い影響を与えることと相まって，曳航が楽に行なえることになるので，胴体を細くするといっても，それにはおのずから限度があるのである。

上のように胴体は細く，しかし，ある程度の側面積を持たせるという矛盾もあり，グライダーに限らず，丈夫に，軽く，細く，適当に太くというのであるから，どこかに歩み寄って妥協しなければなるまい。そこに設計のむずかしさ

も面白さもあるわけである。良い妥協点を見つけるためには，優秀な機体をたくさん見て，経験を豊かにしていくのが一番の近道というものである。

さて，F/F2の胴体は性能を少しくらい犠牲にしても，工作時間の短縮のほうを重くみて，後述の有害抗力は大きくても角胴とすることにした。重心からの機首側の長さを全長の25％と仮定すれば，後側の長さが75％であるから，モーメント・アームに水平尾翼の残りの長さを加えたものを0.75で割れば全長が得られる。すなわち，

$$(540+60)\div 0.75=800\ (\mathrm{mm})$$

となる。

以上の主翼面積に始まるいろいろの数値を基本として製図に取りかかるのであるが，製図をしながら細部について決めていくのである。その途中で多少の変更が出るのはやむを得ないことであって，基本数値が大きく変わらないように注意して，計算を繰り返しながら製図を進めていくのである。この機体ではエンジンが比較的重いのを考慮して，機首側の長さ200mmを175mmとし，後側の長さを615mmと延ばし，全長を790mmと変更した。多少のことはできあがりでエンジンの位置で加減することにした。

できあがりで水平尾翼の重さが 12g である。垂直尾翼と水平尾翼取り付け板が，8g，計 20g とすれば，モーメントは 61.5×20＝1230(g･cm)，ところで，胴体自体の尾部が機首部より多いモーメントが約 150g･cm であるから，全体で後モーメントは1380(g･cm) となる。エンジンが 58g，タイマーとタンクで約 40g であるから，エンジンを 60g，タイマーとタンクの分をエンジンの位置におくとしての重さを半分の 20g として，計 80g，したがって，前モーメントは17.5×80＝1400(g･cm) となり，前後のモーメントがほとんど一致するのである。

他の部分の設計方針は，主翼のリブ間隔に均等割にして50mm，水平尾翼は

40mm，桁はどちらも1本桁とする。主翼は翼幅 90cm で，1m 足らずであるから1枚翼とする。胴体は箱状とし，工作の基準線はエンジンの推力線に平行な胴体底面とする。

§ 8. 3.　胴体の有害抵抗

模型飛行機の胴体から発生する有害抗力（有害抵抗ともいう）は，主翼から発生する抗力の20～70％という非常に大きなものである。

有害抗力を発生する要素を考えてみると，胴体を前から見たときの面積，胴体の表面積，表面の仕上がり，胴体を横から見たときの形，胴体の断面形などがある。また，飛行中の胴体の角度（胴体の中心線と気流との角）によっても変化するのである。これら各要素について，その値を知ろうとしてもそれはほとんど不可能である。今はそのような個々の値を知るということは必要ではなく，総合的な値を知り大略の傾向を知ればよい。

いずれにしても，このような値が理論的に得られるわけのものでなく，実際に胴体を作って，それについて風洞実験をして数値を見つけ出すよりほかに手はないのである。

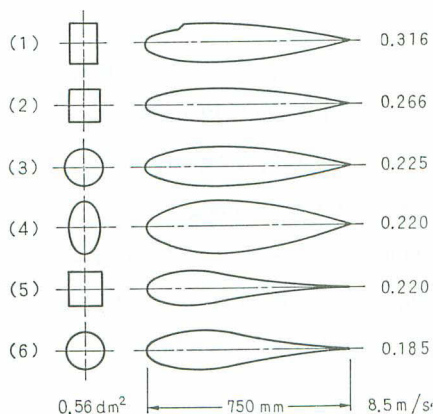



図 8-1

図 8-1 のような形の胴体の風洞実験の結果をみると，長方形よりは正方形が，正方形よりは丸・だ円が抵抗が少ない。最大断面積は同じでも横から見た形が変わると，(2) と (5)，(3) と(6) のように変わってくるのである。

(6) の胴体にエンジンの頭を出しただけで約1.2倍の抗力となり，脚を出すと約2.3倍となり，停止

状態のプロペラが付くと約3.9倍にもなる。

この有害抗力は文字どおり有害無益であって，主翼のように揚力発生のために発生する抗力とは違うものであるから，これこそ極力小さくする必要がある。しかし，(4)と(5)を比較した場合，だ円と角でも側面が違えばその抗力は同じ程度であるから，側面形をよく考えれば，丸胴やだ円胴にしなくても角胴でも充分良い成績が得られ，角胴がいかに作りやすく，かつ正確に作れるかを思えば，特別な目的がない限り，わざわざ面倒な丸胴やだ円胴にする必要はなさそうである。むしろ，翼の取り付けゴムなどの部分や表面の仕上げなどに注意するほうが有利かと思うのである。

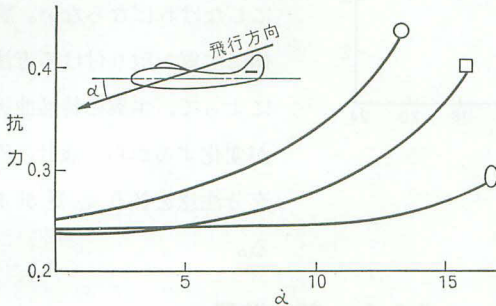



図 8-2

飛行方向と胴体との角度による有害抗力の増加の状態は図8-2のようである。(○印は丸胴，□印は角胴，O印はだ円胴)。

これからわかることは，主翼の失速角である12度付近でだ円胴以外は胴体の抗力が非常に増大することである。角胴や丸胴ではこのような状態になったとき，全機の揚抗比が驚くほど低下するというようなことがわかるのである。

胴体の抗力とは少し離れるが，胴体と主翼との取り付けについてのおもしろい結果を図8-3に示しておく。Aは角形胴体にじかに主翼を取り付けた場合，Bは胴を45度回した状態で取り付けた場合，Cは胴体を少し離して取り付けた場合である（図8-4のA，B，C参照)。

これからわかることは，最大揚力係数はいずれでもあまり変わらない。Bがほんの少し良いということ，抗力は胴体から離れたB，Cが大きくなっている。揚抗比の最大はほとんど変わらないということ。胴体とじかに取りつけら

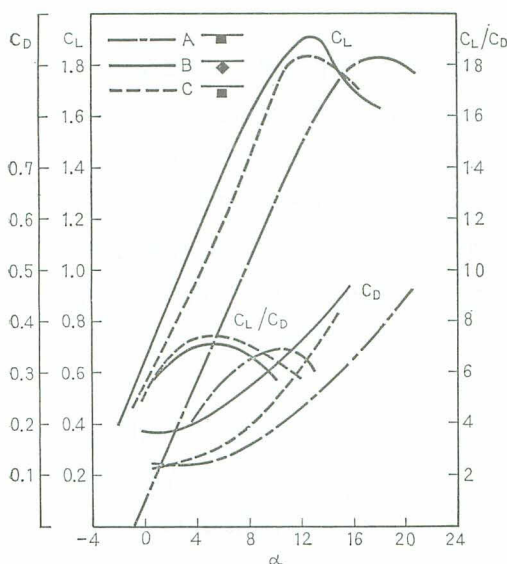



図 8-3

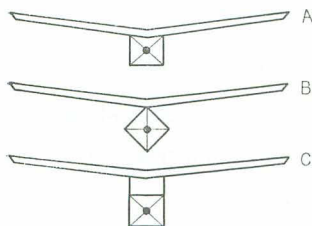



図 8-4

れたAが，全体的に曲線が迎角の大きいほうへ移動していることなどである。

第7章 § 7.3. 翼型の項のＪＡＬ850 の最大揚抗比の迎角が6度付近であったことと，Aで10度付近に移動していることを思い合わせて，判断を誤らないようにしなければならない。胴体に主翼を取り付ける方法によって，主翼の特性曲線が変化するから，設計の際充分注意を払う必要がある。

§ 8.4. 離着装置

競技の大部分が手投げ出発となったので，競技機では脚や車輪は必ずしも必要でなくなったが，エンジンをかけるときにはあったほうが便利であり，あとで述べるデサマライザーで着陸するときや，滑空試験のときに胴体やプロペラを保護する意味でも，第4章 §4.4. 着陸時の荷重で述べた緩衝の意味で，相当の弾性のある脚と車輪をつけるほうが便利と思われる。脚や車輪を出すと有害抗力が非常に大きくなることは注意を要するところであるが，それだからといって引っ込み脚を採用して重量が増加することは考えものである。

陸上機の場合の脚は大部分がピアノ線かジュラルミン板で作ったもので，車輪はライト・プレーンはプラスチック製であるが，他はほとんどゴム・タイヤのものである。ラジオ・コントロール機は重量も相当重いうえに，離陸，着陸が競技の点数と関係があるので，全部脚をつけている。

水上機の場合は陸上機のように簡単なわけにいかず，また，既製品として市販されているものはその種類が少ないので，ほとんどのものは自作品である。ラジオ・コントロール機のように昇降舵で操縦するものは実機と同じような形のものでもよいが，自由飛行型やラジオ・コントロール機のシングル・トーン型などでは実機と同じような形のものではうまくいかないのである。今から十数年前（1950年頃），山中湖などで水上機に熱をあげていた時分にはなかなか離水しなかったものである。

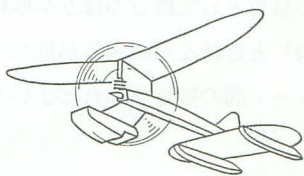



図 8-5

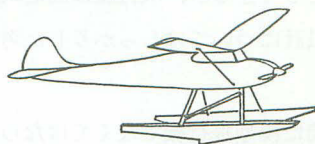
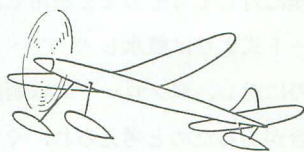



図 8-6

図 8-5のように3点式ではほとんど滑水することなく飛び上がってしまうので，それほどの問題はないが，**図8-6**のような**双フロート**式では，フロートの下面の形が離水に大いに関係するのである。実機のような曲線を用いると，水とフロートの間で翼に揚力が生ずる場合と同じ原理によって（**図 8-7 上**）下向きの吸引力が作用し，機主を少し突っ込み加減に水上を泳ぎ回る結果となる。図8-7**下**のように底面を平らにするか，むしろ逆の方向に曲げるくらいにすれば，ハイドロスキーの原理と同じく上方へ力が働き離水に都合がよいのである。

ステップの位置は重心の下の付近がよい。水の表面張力による抗力をできる

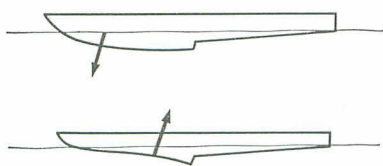



図 8-7

だけ小さくするようにすることが大切であるから，フロートの先と後が水面から離れ出し，離水直前にはステップのところで最後に離れるようにすることである。すなわち，プレンニングしているときはちょうど水平面の上にステップで立っているような姿勢になっていることである。離水の直後は揚力の増加によって機主が上向くのであるから，そのときフロートの後端が水面に接触しないような形でなければならない。

水に浮かんでいるときや，低速で水上を走っているときの安定を良くすることもたいせつなことで，ちょっとした風で翼端を水びたしにしたり，転覆したりしたのではこまる。そのために，だいだいの見当として機首のほうから見て二つのフロートと機体の中心（プロペラの中央）とを結んだ三角形が正三角形になるように，フロートと胴体との高さとフロート間の幅をきめればよいといわれている。

以上のことは双フロート式に限らず，飛行艇に対してもそのまま適用できることである。しかし，飛行艇のほうが双フロート式よりは離水しやすいようで，それは飛行艇のほうが艇体と一体であるのに対し，双フロート式は胴体に固定しているように見えても案外ぐらつく場合があるためと考えられ，ぐらつくフロートをつけたものは離水しにくいことは事実である。ただ，双フロート式は脚の長さやフロートの傾きを修正することもできるが，飛行艇は固定式であって翼で調整するしかないのであるから，設計についてはしっかりした考えにしたがって行なわれなければならない。

水上模型飛行機は，水上機であるという以前に模型飛行機でなくてはならないのである。

水上機は双フロート式の場合は2個の大きな下駄のようなフロートをぶら下

げており，飛行艇は長大な艇体がある。

いま，陸上機と水上機とを比較するために，陸上機にフロートを付けて水上機とする場合にどのような点が変わるかといえば，

（1）重量と抵抗が増加する。

（2）重心と抵抗中心が下のほうへ移動する。

（3）重心より前方に抵抗物が突き出してくる。

などである。

（1）に対しては動力を増加する。エンジンを大きくするか，燃料でカバーするのである。（2）の問題に対しては，推力の方向を図8-8下のように，上向きにしてやる必要がある。重心が下へ移動するということは安定が良くなることでもある。（3）の場合には方向安定が悪くなることを前に述べた。したがって，垂直尾翼の面積が不足することになるから，垂直尾翼の面積を増加する必要が起こってくるのである。

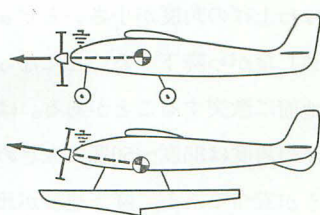



図 8-8

フロートや艇体の大きさは全重量(g)の5倍以上の体積(cc)にして置けばまず無難である。

雪の上の場合の離着装置はやはりスキーをつけることである。この場合は水上と事情が違い，脚の部分に上下方向へ多少の弾力を持たせて，雪面の凸凹に対処しなければならない。また，スキーの向きを平行でなく，1度～2度の後開き（ボーゲン姿勢的）にし，スキーのエッジは内側を角付けするように注意すればよいのである。

§8.5. デサマライザー

デサマライザーというのは自動降下装置とでもいうか，ある一定の時間飛行したら自動的に降下させる装置である。これは主として競技規定から考え出さ

れたもので，また，上昇気流に乗ったまま行方不明となって機体を紛失することを防ぐために考案されたものである。

デサマライザーはいろいろ考案されていて，その代表的なものを**図8-9**にあげておこう。

ホップアップ式は水平尾翼をはね上げるもので，水平尾翼をはね上げた瞬間1～2回ピッチングして，機体は水平のままほとんど真下へ，ひばりが降下するように降りる。この仕掛は，重量が軽く確実であることが喜ばれている。はね上げの角度が小さいとピッチングしながら降下することになって，地面に激突することがある。はね上げの角度は35度～50度で大きめのほうが安全である。降下速度が比較的速いので，弾性のある脚で緩衝するか，胴体の下面を強化するのが安全である。また，図のように垂直尾翼は胴体に固定し，水平尾翼だけをはね上げるほうがよい。もし，垂直尾翼も共にはね上げると，ことによって少し横向きに止まった場合は，きりもみ状態に陥ることがあって，機体を破損することがあるから注意する必要がある。

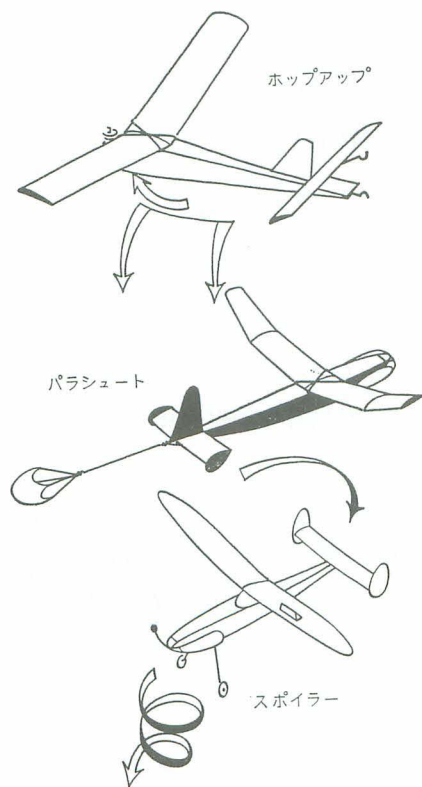



図 8-9

現今の競技機はほとんどこのホップアップ式である。

パラシュート式はパラシュートの大きさとその取付位置が面倒で，大き過ぎ

ると，パラシュートを開いたまま，降下しないで上昇気流に持って行かれてしまうことがあるし，小さ過ぎると降下速度が速くなって破損する心配がある。

スポイラー式は主翼の片側か左右両方に小さな板を翼面に直角に突き出して，揚力の発生を妨げる方法で，スポイラーの大きさによっては突っ込みが激しく，地面へ機首から激突するおそれがある。

いずれにせよ，タイマーを使用するわけであるが，ゴム輪と火縄によるものが断然多い。これは軽くて確実性が高いからであるが，燃え残りが落ちないように，たとえば図8-10のような工夫をしなければならない。火事のもとにならぬよう，充分注意することがたいせつである。

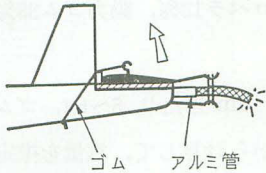



図 8-10

§ 8.6. 重量・速度の推定

重量を算出しなければ翼荷重がわからない。翼荷重がわからなければ速度の推定ができないというわけで，まず，重量の推定をしなければならない。

重量を推定するということは，それほど簡単ではないのであって，正確なことはできあがってからでないとわからないが，設計する場合は，部材を何にするか，太さはどのくらいで，重さがどのくらいになるかということを算出することが重要な仕事である。重量を算出する方法としては，同じ材料の部分の体積をcm^3 で計算し，それにその比重を掛けて，重さを g で出すのである。市販されている角材，その他の材料のだいたいの比重は下記のとおりで，定数表などの数値と幾らか違うものもあるが，計算には充分役に立つものである。

ひのき：0.42　ほお：0.53　竹：1.07　きり：0.29　しな合板：0.53

松：0.48　バルサ：0.1〜0.3　アルミニウム：2.68　鋼：7.2

真ちゅう：8.1

以上のように 体積×比重 の計算はなんでもないようにみえても，なかなか

面倒くさいものである。そこで，いろいろと工夫して別の方法で重量推定をしているようであるが，いまだ確定的な定評のある方法はないようである。昭和17年ころ浅海一男氏が調査した結果などは，重量推定におもしろいやり方をしている。それは重量分布から推定する方法である。全重量を100としたときの各部の重量を%で表わしている。

グライダー：主翼34%，胴体54%，尾翼12%

ゴム動力機：主翼17%，胴体23%，尾翼8%，プロペラ13%，動力ゴム33%
脚6%

としている。たとえば，グライダーの主翼の重さは，dm²当たり5～6g，ゴム動力機は，3～4gでできあがるとすれば，翼面積から計算して，重量を推定することができるのである。上の%は，現在では多少の違いはあるが，充分役だてることができるものと思う。ゴム動力機の国際級は，動力ゴムを40g以下に押えているので，動力ゴムは全重量の20%内外になっている。しかも手投げ出発であるから，脚を必ずしも必要としないので，胴体32%，主翼21%，尾翼12%，プロペラ15%，ゴム20%という値が得られた。そうすれば，ゴムの目方から全重量250g前後と計算することができるのである。

エンジン機の場合は主翼のdm²当たりの重さがグライダーとゴム動力機の中間の4～6gであがり，全重量に対して胴体30%，主翼25%，尾翼8%，脚2%，エンジン関係35%という値から，主翼面積から出発して全重量を推定することができるが，ゴム動力機のようにエンジン関係からも推定することができるわけである。F/F2を例にとれば，エンジン，プロペラ，タイマー，燃料タンク，取り付けビスなどで約100gであるから，胴体86g，主翼71g，尾翼23g，計280gと全重量を推定するのである。別の推定法として荒っぽいが割合に正確な方法がある。設計を進めて製図をするとなると，手に入れることができる角材や，板などの素材の大きさがわからなければ手がつけられない。好き勝手な寸法の材料では，自分で素材も作るのであれば話は別だが，市

販素材を利用するほうが便利で安上がりであるから，市販素材の中から必要寸法のものを集めるのである（どこにどのくらいのものを用いるかは先輩に聞いたり，有名機を調べるのが手っ取り早い方法である)。それに，車輪やエンジンなどのような市販部品は製図にかかる前に全部そろえておくほうがよい。そして，それらの重量を計っておくのである。製図が進み，形や桁などが決まったら，材料取り，すなわち，材料の割り当てを行なっていく。材料取りが全部決まったなら，余分の部分はそのまま含めて（あまり大きな余白は切り捨てる）必要な全部の素材の重さを計る。その重量と部品の重量との合計した値が仕上がり重量の90～100％として計算すれば，塗料を含まないだけで相当の余分な不用材料が肩代わりしているとして，全重量が推定できるのである。

たとえば，F/F2 の場合，部品としてエンジン関係の重さが約 100g，素材（紙・木材・竹など）の重さが約180g，計 280g であるから，全重量は280～310g と推定するのである。

全重量の推定ができたならば，設計の桁で耐えられるかどうか，あるいは桁の寸法を決めることになる。そこで，いろいろの桁について実験した結果のグラフを利用することにしよう。

矩形翼の曲げモーメントの計算式（4.3）または（4.4）がある。F/F2 について調べてみる。全重量を 300g，主翼の重さを 70g と仮定すれば，単位荷重は 300－70＝230g となる。荷重倍数は12とすれば，翼幅 900mm，胴幅 40mm であるから，（4.4）式に代入して，

$$\frac{1}{8}\times 230\times 12\times\frac{(900-40)^2}{900}=280\quad \mathrm{kg/mm}$$

を得る。桁の配置は図8-11のごとく，上に 3 × 3（mm）の桧材，下に 2 × 8（mm）の桧材を翼厚 17mm となるようにした。

3×3
17
2×8

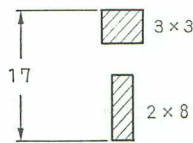



図 8-11

この角材を上下とも3×3(mm)を用いて，翼厚17mmになるようにしたとすれば**付図3**の3×3(mm)のグラフから 600kg/mm となる。これは予定値の約2倍の値である。3×3(mm)の代わりに2×2(mm)を使用したとしても， 380kg/mm で，予想荷重に充分耐えられるのである。しかし，組み立てのことを考え，なお充分の強さを持たせることを考えて，3×3(mm)と2×8(mm)を用いることにしたのである。

次に，飛行速度の推定は**付図4**を用い，

翼荷重$=300\div13.5=22.2$ g/dm^2

から，秒速7.5mという値が得られるのである。

第9章　プロペラの設計

§9.1.　設計方針

第3章で述べたように，プロペラは動力飛行の推力を決定するものである。ゴムがどんなに強力であろうとも，エンジンがいかに大馬力を出そうとも，推力を出すのはプロペラである。

第6章から前章まで機体の設計の話をしてきたが，設計したその機体の最高の性能を発揮するためには，最適の飛行速度があったのである。その最適の飛行速度を出すためには，その機体に最も適するプロペラを使用しなければならないことはいうまでもないことである。しかし，プロペラに対しては案外むとんちゃくで，市販のプロペラを気楽に使用することが多い。たとえば，2.5ccのエンジンの場合，Uコントロール曲技機には，プロペラは直径8インチか9インチのもので，ピッチが6インチか8インチくらいのものを使えばよいとか，自由飛行型なら9インチか12インチくらいの直径で，ピッチが3インチか5インチくらいがよいというので，別に深い考えもなく市販のプロペラを使用することがある。特にエンジン機の場合には多いようである。

プロペラは上にも述べたように，推力の根元であって，その直径やはね幅，回転数を増加すれば，推力，トルクともに増大するが，直径やはね幅を増加すれば，同じトルクに対しては回転数が低下するのである。回転数が低下すれば当然推力が低下するから，予定の推力を発揮させるためには，それ相当の回転数になるような直径やはね幅があるはずである。要するに，ゴムやエンジンから動力を吸収して，その吸収した動力に対して，できるだけ大きな推力を出すようなプロペラであることが必要である。

プロペラの設計方針は，ゴム動力機用であろうと，エンジン機用であろうと

変わらないのであるが，飛行速度はあまり違わないけれども，ゴム動力機ではプロペラの回転数はエンジン機の約1/10というように非常に小さく，低回転で大ピッチであるから，エンジン機用とゴム動力機用とに分けて進むことにしよう。プロペラの設計のしかたにはいろいろ考えられてきたが，ここでは翼荷重→速度→ピッチ→直径→はね幅→材料の大きさ→正面形という順にしたがっていくのである。

§ 9.2.　エンジン機用プロペラ

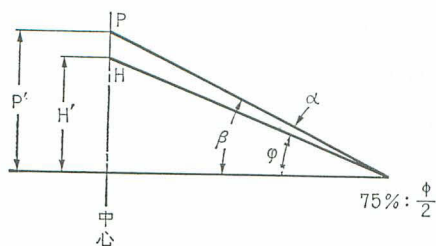
エンジンは第5章で述べたように，最大出力の時の回転数は決まっている。したがって，プロペラの直径やはね幅はこの最大出力の回転数になるようなものにするのが，最も有利な方法である。しかも，エンジンはゴムと違って，出発から停止までの出力がほとんど変わらないのであるから，その最大出力の回転数と飛行速度から，ピッチ・直径比をきめることが簡単にできる。

設計方針を個条書式にすれば，

（1）翼荷重から飛行速度を推定する（付図4を利用)。

（2）速度÷回転数から1回転中に進行する距離を計算する。

（3）プロペラの代表ピッチは中心から75％のところのピッチであるから，だいたいの直径を仮定して，この点の流入角 α を進行距離 H からきめる。

図 9-1

（4）迎角 α をきめれば，取付角 β が決まり，ピッチ P が決まる（図9-1参照)。

（5）ピッチ・直径比が0.2～0.4の値となるように直径をだいたい決める。

（6）進行率 ×1.2 がピッチ・直径比に等しくなるかどうかを

試算し，直径を cm 単位で丸めて決定する。

（７）はね幅は直径の10％程度とする。

（８）翼型を決める。高揚抗比の翼型で，なるべく厚さの薄いものとする。工作はむずかしいが薄肉湾曲翼型は良いようである。

（９）材料の大きさが決まる。

(10) 正面形を決める。

という次第である。

F/F2 用のプロペラの計算をしよう。飛行速度 7.5m/s，エンジンの回転数毎分 12,000で，12,000÷60＝200の毎秒回転数から，（１)(２)

$$7.5 \div 200 = 0.0375 = 3.75 \quad (\mathrm{cm/s})$$

直径 ϕ を 15cm と仮定して，（３）

$$\frac{15}{2} \times 2\pi \times 0.75 = 35.4 \quad (\mathrm{cm})$$

$$\tan\varphi = \frac{3.75}{35.4} = 0.106 \qquad \varphi = 6°5'$$

$\alpha = 2°$ として，（４）

$$\beta = \varphi + \alpha = 6°5' + 2° = 8°5' \quad (5)$$

$$\tan\beta = 0.142 \qquad P = 0.142 \times 35.4 = 4.9 \quad (\mathrm{cm})$$

$$P/\phi = 4.9/15 = 0.32$$

となる。進行率からの P/ϕ は，

$$\{7.5/(200 \times 0.15)\} \times 1.2 = 0.3 \quad (6)$$

となるから，直径を 15cm と決定する。はね幅を 15mm，翼型をクラークＹの薄肉とする。（７）（８）

取付角に対する素材の厚さは，先端で 1.5mm，75％のところで 2.1mm，25％のところで 5.3mm となるから，素材の大きさとして，

$$150 \times 15 \times 6 \quad (\mathrm{mm}) \quad (9)$$

を用意すればよいのである。

§ 9.3. ゴム動力機用プロペラ

ゴム動力機のプロペラは，ゴムをいっぱい巻いて放した場合には，出発直後が最大トルクで最大回転数で回転し，やや急にトルクが減少していき回転数も低下するが，ある程度ゴムが解けると，だいたい一定のトルクとなり，一定回転がしばらく続く，終わりに再び急に回転数が低下するのである。これに対して，模型飛行機の飛行速度は始めから終わりまでほとんど変わらず，プロペラの直径も一定であるから，進行率は最初は小さく，次第に大きくなってくる。そこで，ゴム動力機用のプロペラはどの辺の進行率に合わせたほうが有利かということが問題である。機体の設計に応じて，急上昇型ならば当初に有利なようにし，緩上昇ならば初めより中過ぎをねらうのが有利であるともいえるが，これこそ，その人によって作戦のあるところであろう。

ゴムの巻数は特別の仕掛けでもしない限り，ゴム束の太さと長さがほぼ同じであれば，だいたいある一定の範囲に決まるものであるから，プロペラの回転数を小さくすれば，動力飛行の時間を長くすることができるのである。それだからといって，その模型飛行機の飛行速度はきまった値でほとんど変わらないし，どんなにのろのろ回転をするとしても，空気力学上の制約を受けるのであって，ピッチをそんなに大きくすることもできず，のろのろ回転にはおのずから限度があるわけである。したがって，動力飛行の時間を長くしようと思えば，その最小回転数付近で最も能率の良いプロペラを設計すること，すなわち回転数が小さくて，推力が大きく出るプロペラを設計することである。

以前は主翼の翼幅の1/2とか1/3とかの長さに，プロペラの直径をきめていた。積めるゴムの量に適量があるから，こんなところに落ち着いたのであろうが，やはり飛行速度から出発するほうがより科学的であるから，エンジン機用の場合と同じ方針をとることにしよう。

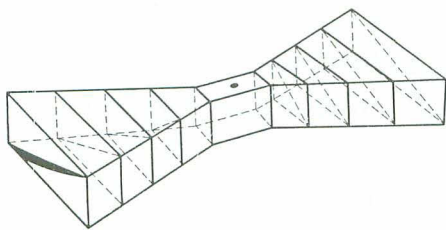
さて，第一の難問題は回転数の決定である。そこで，例のとおり有名機を調べた結果は 10〜20回/s であるから，急上昇には 20回/s に近いほうを，緩上昇には 10回/s のほうを用いることにすれば，ピッチの決定まではエンジン機用と同じようにして問題なく進められる。ピッチ・直径比については注意を要するところである。ゴム動力機の翼荷重はだいたい 10〜20g/dm² で，エンジン機とあまり変わらないと考えられるから，飛行速度も似たりよったりである。しかるに，プロペラの回転数はほぼ 1/10 である，したがって，ピッチ・直径比はエンジン機に比べてずっと大きく，1.0〜2.5 という値となる。一般には 1.5 前後の値を用い，室内機では 1.5〜2.5 を用いるのが普通である。こうして直径が決まれば，進行率による計算をして cm で丸めるのもエンジン機用と同じである。さて，次にはね幅であるが，それは少し広く，直径の 10〜25%にとり，一般には15%前後の値を用いるのが普通である。

以上のようにして，プロペラの設計をし，素材から削り出して作るのであるが，この設計の基礎になっている飛行速度やプロペラの回転数は，飛行中のほんとうの値を知るということが非常に困難であって，風洞実験でもしない限り仕方のないことである。したがって，このような設計によって得られるプロペラは，期待するものに非常に近いものであることは間違いないが，一度でどんぴしゃりというわけにはいかないものである。そこで，設計どおりのプロペラ以外に直径の大きいものと小さいものを１本ずつ用意して，最適のプロペラはその中から試験飛行の結果を見て決定するしかないのである。せっかく理詰めで進んでいたようにみえたが，最後のどたんばへきて，現物合わせのようなことになってしまうのである。まことに残念だがいたし方のないことである。

§9.4. プロペラの工作

プロペラを削り出すには，**ブロック**を作って削っていくのが合理的な方法である。

図 9-2

ブロックの形はいろいろ考えられているが，いずれにしても各断面の対角線にそって削っていくのであるから，各断面の厚さと幅との関係で，その断面の翼角がきまるのである。

厚さと幅との関係は，

$$\frac{\text{厚さ}}{\text{幅}}=\frac{\text{ピッチ}}{(\text{中心から断面までの距離})\times 2\pi} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (9.1)$$

で表わされる。

この式で厚さを一定とすれば，ピッチが一定になるためには，**図 9-2**のように，幅が中心からの距離に比例することがわかる。また，幅を一定とするブロックを作ろうとすれば，厚さと中心からの距離との積が一定，すなわち，厚さは中心からの距離に反比例するから，**図 9-3**のようなブロックとなる。これでは中心部分が厚くなるばかりでなく，上面が曲面になるので一層不便である。

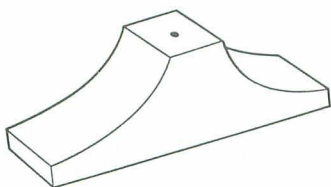



図 9-3

実用的な**マックスウェル式**のブロックがある。**図9-4** のように半径の 1/2 のところAから外側は幅が一定で，厚さは先端CでAの厚さの 1/2 である。Aから内側は図 9-2 のように厚さを一定にすべきであるが，マックスウェルのものは中心部Oの厚さをAの 1/2 にしてある。したがって，各部のピッチを調べると **図9-5** のようになる。ピッチ

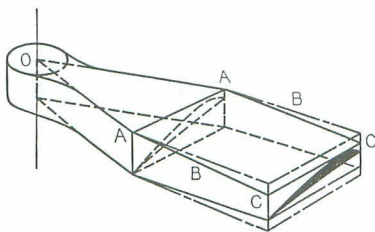



図 9-4

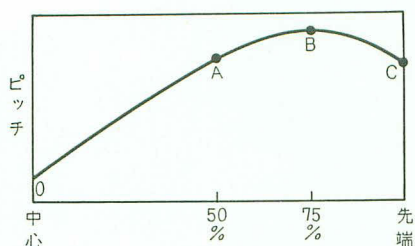



図 9-5

が等しいのはA断面と先端のCだけで，ここのピッチを基準として考えると，半径の3/4のところのピッチが最大でAのピッチの 1.12 倍となり，中心でのピッチは最小で，Aのピッチの0.5倍である。OからAまではピッチが直線的に増加し，一定ピッチとは違った考え方のものである。ブロックの形も簡単で要領よく，性能もよいものである。

エンジン機用の場合は，エンジンの始動にプロペラを使用する関係上，プロペラの中心部を丈夫にする必要があるから，図9-4のように，Aから内側の厚さを一定にしたブロックから削り出すほうがよいと思う。

図 9-6

ゴム動力機用折りたたみプロペラは，いずれ中央のハブ付近で切断されることを予想して，材料節約から **図9-6** のように四角なブロックの対角線（－－－）で切断してずらせばよい。

もっと節約することを考えて**図9-7** のようにしたのもある。長方形の板を積み重ねて，酢酸ビニール系の接着剤で固定したブロックである。

図 9-7

第10章　飛行と気象

§10.1.　調　　整

慎重な計画のもとで設計され，正確に工作された模型飛行機であるならば，設計どおりの飛行をするはずである。しかし，すでに述べたように，慎重な計画を立てたとはいえ，模型飛行機なるがゆえに確立が遅れている理論，資料の不足が，その根本に横たわっている。それに加えて工作法の問題があり，材料にも問題があって，設計どおりのものが得がたいのが常である。したがって，試験飛行が必要であり，機体の調整が必要になってくるわけである。

しかるに，試験飛行の結果はそれこそ千差万別，その調整法も種々さまざまである。まして，決定的な調整法などというものがあるはずもない。しかし，多くの調整のしかたの中から，共通な原理的なものを拾い出して，長年，講習会などで話してきたものを，ある程度原則的と考えて，順を追っていこうと思う。第6章§6.1.で述べたように，模型飛行機にはずいぶんたくさんの種類があるが，操縦しながら飛行させるものと，そうでないいわゆる自由飛行型の二つに大別して，自由飛行型についての調整法を調べていけば，操縦飛行型については自由飛行型に準じて調整すればよいといえる。

さて，それならば，模型飛行機の自由飛行型はどう飛行すればよいかであるが，そんな難問題を解く暇も気もないのであって，とにかく長い時間飛行してくれることが第一である。そうだとすれば，滞空機の調整法ということになる。しかし，エンジン機の動力飛行の時間を制限しなかったなら，どれもこれも視界没となって紛失することになるだろうから，たいていの場合10秒とか15秒というように動力飛行時間を制限して，その後の滑空飛行によって3分とか5分というような長い時間の飛行を行なうのである。ゴム動力機では積めるゴ

ムの量から自然に制約を受け，動力飛行の時間は30〜50秒程度で，特別の仕掛けをしても２分そこそこである。したがって，その後はやはり滑空飛行というしだいである。

こうみてくると，エンジン機にせよ，ゴム動力機にせよ，滑空飛行が飛行時間の主要な部分を占めるのであって，いうならば，グライダーに動力を付けたものといいたいのである。そして，このような考えの上に立って調整法を整理することがより合理的であると考えるのである。

したがって，まずグライダーとしての調整，すなわち，無動力飛行（滑空飛行）の調整を行ない，動力を持つもの（エンジン機やゴム動力機）は，それに動力飛行の調整を追加するというように考えて試験飛行を行なう。

試験飛行を行なう前には，必ず点検しなければならない。設計に照らして，狂っていないか，重心の位置はよいか，主翼の取付角はどうか，取り付けはしっかりしているかなど，よく調べて，悪い点を整備することを忘れてはならない。最初の試験飛行は手投げ滑空試験である。片手で重心付近を持って，頭よりやや高くささげて走り，滑空速度になった状態で放すというやり方である。初めは走り方が速すぎたり，おそかったりして，滑空速度と同じ速さに走れるようになるまでには，ちょっと練習が必要である。滑空速度をよく飲み込めないうちに，突っ立ったままで，ぽいと投げて試験飛行を試みるなどは，最も悪い方法である。手投げ法は良く調整されたライト・プレーンで練習すれば，割合に早くそのこつがわかると思う。

そこでまず，グライダーを水平かやや機首を下げ気味（滑空姿勢に近い姿勢）にささげて持ち，ひじをちょっと曲げて上下の調節がとれるようにして，頭より少し高くして静かに走り出し，だんだん速く走る。走り方がだんだん速くなってくれば，主翼の揚力がだんだん大きくなってくるから，グライダーの重さがだんだん軽くなっていくように感ずるだろう。走る速さが滑空速度に等しくなれば，重さは手に感じなくなるわけであるから，そのころあいを見計ら

って，静かに手を放して滑空させるのである。接地するまでの滑空飛行の状態をよく観察することを忘れてはならない。

安定した滑空飛行をして静かに接地すれば，次の曳航試験にはいるのであるが，実際はそう一度でうまくいかず，いろいろの点に気が付くはずである。そのおもなものとしては，

A．失速気味の波状飛行をする。

B．機首を下げて突っ込んで行く。

C．一度上昇してから地面へ向かって突進する。

D．だんだん降下してから滑空姿勢になる。

E．右か左へ曲がって飛行する。

などであろう。その原因として考えられることは，

Aの原因は，

1. 重心が後方にきている。機首が軽い。主翼が前へ出ている。
2. 主翼の取付角が大きい。
3. 水平尾翼の取り付けが負になっている。

Bの原因は，

1. 重心が前方へきている。機首が重い。主翼が後方へ下がっている。
2. 主翼の取付角が小さい。
3. 水平尾翼の取付角が正の角となっている。

Cの原因は，

1. 放すときの速度が大き過ぎる。
2. 放すときの模型飛行機の姿勢が上向きである。

Dの原因は，

1. 放すときの速度が小さい。
2. 放すときの模型飛行機の姿勢が下向きである。

Eの原因は，

1.　主翼の取付角が左右等しくない。ねじれている。

2.　主翼の上反角が左右等しくない。

3.　左右の重さが等しくない。

4.　尾翼が曲がっている。

などである。これらの中でA，B，E，に対して調整する場合は，できるだけ主翼関係で，あるいは重心の位置を変えることによって行なうようにする。尾翼によって調整しようとする場合は，非常に鋭敏に効くことを頭において行なうことである。手投げ試験だけで，すべてを発見することは非常に困難であって，最後には，曳航試験によらなければならないのである。

曳航索はナイロン製つり糸がよい。索の先端に直径20〜30mmの環をつけ，環から約10〜20cm離れたところに，軽い絹布か紙で作った目だつ色のペナント（長さ約20cmの三角旗）を付ける。糸巻きは，つり用のリールのように，早く確実に巻き取れるものがよい。

グライダーの曳航には，グライダーを保持する補助者が必要である。

初めは曳航索5mくらいで，風の無いときのたこ上げのように走ってグライダーを上昇させるのである。グライダーから曳航索を放すのは，ペナントが風に吹かれて，その抵抗によって，環が自然に放れるようにすることが大切である。だんだん索を長くして高度を取らせてその滑空飛行を観察し，調整を行なうのである。フックの位置をだんだん修正していって，最終的な位置を決定しなければならない。原則としては，重心を通る鉛直線と30度前方の線の付近に取り付けるとよいが，風の強さに応じてフックの位置を変えなければ曳航に骨が折れ，思うような高度を取らせることができなくなることがある。曳航の走りかたは初めに速く，途中をゆっくり，終わりにまた速くということに注意して，曳航中に曳航索が切れたり，空中分解させたりしないよう，充分の練習が必要である。

曳航試験もそうであるが，特に手投げ試験の場合には本当に無風状態の時に

行なわないと，グライダーのためなのか，風のためなのかの判断がむずかしくなるから，しんぼう強く無風の時を待つべきである。朝早く起き出して，朝なぎの時を利用することが一番良さそうである。曳航試験の場合は，必ずデサマライザーを使用することを忘れてはならない。手投げ試験で上昇気流に乗ってしまって，行方不明になったことさえあるのだから。

ゴム動力機も第一にグライダーとしての性能を充分発揮するように調整し，第二に動力飛行に対する調整を行なう。

滑空飛行の試験にはグライダーと同じようにある程度の曳航試験をしたいところである。曳航フックのことなどで思うようにならない場合があるが，その時はしかたがないから50回巻き試験を行なうのである。動力ゴムを50回くらい巻いては飛ばして滑空試験を行なう。これはあくまでも滑空の状態を見る試験飛行であることを忘れてはならない。つまり，この動力飛行は模型飛行機をある高度まで上昇させるためであって，動力飛行の性能を調整するためではないのである。グライダーの場合もそうであるが，この場合もエンジン機の場合も一直線滑空飛行は始末の悪いものであって，ある程度の旋回飛行をすることが望ましいのである。しかし，それはまず直線滑空の試験が完了したあとのことである。

さて，どちらへ旋回させるかはいろいろ議論のあるところであろうが，動力飛行の際にプロペラ後流による旋回しやすい方向と反対方向の旋回滑空飛行に調整するほうが一般には有利のようである。

滑空試験が終わったならば次は動力飛行の試験である。ゴムの巻数を50回，70回，100回とだんだん多くして動力飛行の状態を観察し，その対策にはプロペラの回転軸の方向，すなわちスラストの方向を変えることによって行ない，それ以外はできるだけ手をつけないことである。ゆるやかな旋回上昇をし，ゆるやかな旋回滑空で降下することを目標に調整を続けるのである。毎回の飛行にはデサマライザーを忘れないように注意することである。

エンジン機の場合は，動力ゴムの代わりにエンジンがあるだけのことで，初めは2秒くらいのエンジン・ランとし，出力も最大出力の70～80%くらいに落として試験を行ない，徐々に最高性能まで持っていくのであって，本質的にはなんら変わらないのであるが，ゴム動力機はプロペラの直径が大きく，回転数が小さいのに対して，エンジン機はプロペラの直径は小さく，回転数が10倍も大きいことに注意する必要がある。

――・――・――

飛行させるときは必ずデサマライザーを使用すること。

エンジン機はデサマライザーのほかに，エンジン停止用のタイマーの動作を確認すること。

――・――・――

コントロール型については，まず，手投げ試験はほとんど不可能であろう。また，その飛行はほとんど動力飛行であって，たまたまエンジンが止まってしまった場合に滑空飛行を行なう程度である。したがって，滑空飛行は自由飛行型ほどのことはいらないが，無視するわけにはいかないのである。それは，安全な飛行を続けるための基本が含まれているからである。初めに低出力の試験飛行を行ない，自由飛行型で訓練された鋭い目で，いち早くその機体の性質を見つけ，その対策を施さなければならないのである。操縦の腕のみにたよるべきでなく，安全な，そして素直な機体であるうえでの操縦技術の腕の見せどころであるべきである。

§10.2. 飛　行

前項でも述べたように，模型飛行機（コントロール型を除いて）が良く飛ぶということは，長い間滞空することである。長い**滞空時間**の大部分は滑空飛行である。

そこで，滑空飛行について考えてみよう。**図10-1**に示すように，滑空飛行

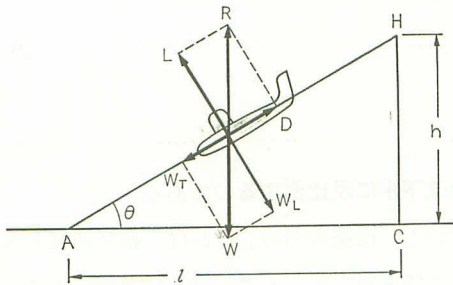



図 10-1

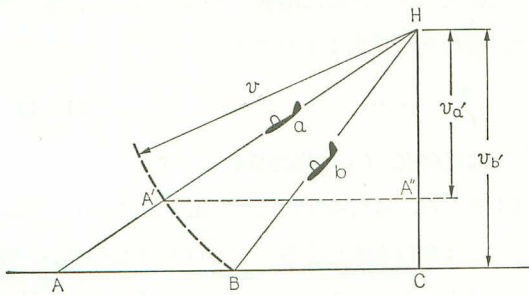



図 10-2

の推力は模型飛行機の重さ W の滑空方向の分力 W_T である。これは抗力 D に等しく，もう一つの分力 W_L は揚力 L に等しい。また，揚抗比 L/D は，滑空比 l/h に等しい。したがって，滑空時間を長くするためには滑空比を大きく，すなわち揚抗比を大きくすることである。

図 10-2 でわかるように，aの揚抗比がbのそれより大きいとすれば，aがbの到着地点Bより遠い点Aまで到達する，距離が長いから時間も長いといってしまってはいけない。これは飛行速度 v が同じであって，揚抗比が違う場合のことである。そうすると，同じ高さの点Hから出発したbがBに到着する間に，aはA′までくるのである。もし，bがHからBまで飛行する時間が1秒であったとすれば $\overline{HB}$ は飛行速度 v であり，$\overline{HA''}$ はaの沈下率 v_a'，$\overline{HC}$ はbの沈下率 v_b' である。a，bが接地するまでの時間を t_a，t_b とすれば，

$$t_a=\frac{h}{v_a'},\qquad t_b=\frac{h}{v_b'} \qquad\cdots\cdots\cdots\cdots (10.1)$$

で，$v_a'<v_b'$ であるから，

$$t_a>t_b \qquad\cdots\cdots\cdots\cdots (10.2)$$

すなわち，a の滞空時間は b のそれより大きいのである。

また，$t_a \cdot v_a' = h$，　$t_b \cdot v_b' = h$ であるから，

$$t_a \cdot v_a' = t_b \cdot v_b' \quad \cdots\cdots (10.3)$$

または，

$$\frac{t_a}{t_b} = \frac{v_b'}{v_a'} \quad \cdots\cdots (10.3')$$

となる。すなわち，**滞空時間は沈下率に反比例する**のである。

揚抗比が同じであって，すなわち，滑空角が等しければ，滑空速度の大きいほうが沈下率も大きくなる。ここで注意することは，滑空角は揚抗比によって決定され，滑空速度には関係しないということである。

滑空速度 v は空気の密度，翼荷重，揚力係数に関係するのであって，空気の密度と揚力係数が一定ならば，翼荷重に関係するのである。

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \frac{W}{S} \times \frac{1}{C_L}} \quad \cdots\cdots (10.4)$$

ただし ρ は空気の密度，W/S は翼荷重，C_L は揚力係数である。

滞空時間が沈下率に反比例するから，飛行速度にも反比例する。したがって，滞空時間を大きくするためには飛行速度を小さくしなければならない。飛行速度を小さくするには，(10.4)式からわかるように，揚力係数の大きい翼型を採用し，揚力係数の大きい迎角で使用する。また，翼荷重をできるだけ小さくする。つまり，翼面積を大きくするか，重さを軽くすることである。

次に，沈下率 v' を調べてみる。図10-1，10-2からわかるように，θ を滑空角とすれば，

$$v' = v \sin\theta \quad \cdots\cdots (10.5)$$

しかるに，

$$\sin\theta = \frac{\overline{HC}}{\overline{HA}}$$

θ が小さければ，

$$\overline{HA} \fallingdotseq \overline{CA}$$

したがって

$$v' \fallingdotseq v \times \frac{h}{l} = v \times \frac{1}{\frac{l}{h}} = v \times \frac{1}{C_L/C_D}$$

ゆえに,

$$v' = \frac{1}{C_L/C_D}\sqrt{\frac{2}{\rho} \times \frac{W}{S} \times \frac{1}{C_L}} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \frac{W}{S} \times \frac{C_D{}^2}{C_L{}^3}} \quad \cdots(10.6)$$

である。沈下率を小さくするためには，飛行速度の場合とほとんど変わらないが，揚力係数の項が $C_D{}^2/C_L{}^3$ となっているから，滞空時間（滑空時間）を大きくするには，この項を小さくすることを考えることである。言いかえると $C_L{}^3/C_D{}^2$ が大きくなるようにすることである。

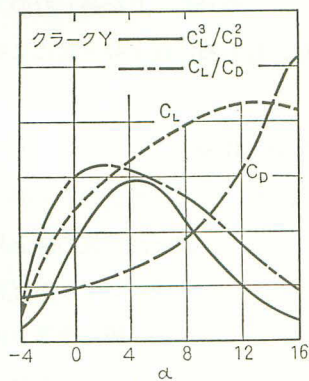



図 10-3

クラークYについて $C_L{}^3/C_D{}^2$ を調べたのが**図10-3**である。図によると迎角 α が4度付近に最大値があることがわかる。すなわち，クラークYでは迎角4度付近の場合に最小沈下率の値をとることがわかる。したがって，最良の沈下率を得ようと思えば，迎角を3.5度〜5度にとることである。また，この図からわかることは，揚抗比曲線最大の，すなわち滑空比最大の迎角2度よりも大きな迎角が最小沈下率を得る迎角である。したがって，一つの模型飛行機では翼荷重は一定であるから，滑空比最大の調整を行なったのでは，必ずしも最小沈下率は得られない。滞空時間の最大は望めないということである。

以上は，滑空時間をいかにして長くするかということであって，グライダーの場合は問題はないが，ゴム動力機やエンジン機のように（滑空飛行時間＋動力飛行時間）＝（滞空時間）となる場合は，どんな上昇飛行を行なわせるかが問題である。それには，比較的短い時間に高い高度を獲得しようとする**急上昇**

方式と，比較的小さな推力を用いて長時間動力飛行をして滞空時間を得ようとする**緩上昇**方式とがある。エンジン機はエンジンの運転時間が制限されているので，**図10-4**に示すように上昇率の良いほうが，同じ滑空比の機体では滞空時間が長くなることは明らかで，勢い急上昇方式になるわけであるが，競技を離れて，滞空時間や飛行ぶりを楽しむのであれば，緩上昇方式も捨てたものではない。いな，むしろ，緩上昇方式にこそ楽しさを見出すものと考えられるのである。

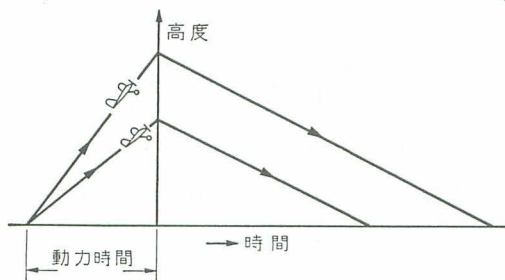



図 10-4

ゴム動力機の場合は古くは緩上昇主義であったが，1938年ころから急上昇方式が目だち，その後再び緩上昇方式の良さが認識され，アメリカ流の急上昇方式と欧洲流の緩上昇方式のいずれが有利か，一概に優劣を決めることができないような状況である。**図10-5**は一つの理想的な状態を示したものであって，急上昇方式aが獲得した高度から滑空し始めた時刻 t_1 以後も，なお緩上昇方式bでは動力飛行中であって，時刻 t_2 でaが滑空して $t_1 t_2$ 間に降下した高度に等しくなって，動力飛行を終わったとすれば，a，b の滞空時間は同じである。動力ゴムの研究，プ

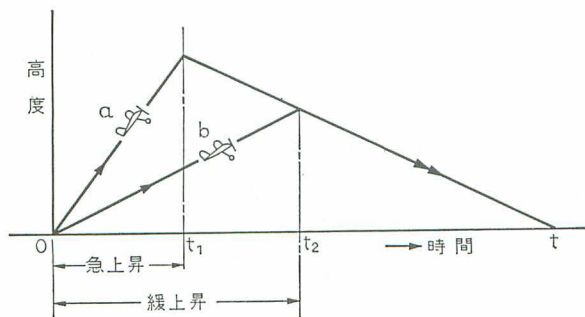



図 10-5

ロペラの研究が進んでくるにつけ，両方式の競技を比較することはなかなか興味深いものである。

最後に上昇飛行の際には短時間に高く上昇させたいと思えば，飛行速度を大きくすることになるが，直線上昇を行なうためには，プロペラの推力にダウン・スラストを与える必要が起こってくる。それは余剰の揚力のために宙返り飛行をしないようにするためである。しかし，動力飛行の終わりに動力が停止した際のダイビングによる高度の損失（特にエンジン機の場合）をなんとか防ぐ方法はないものかと考えて発達したのが，旋回上昇飛行である。

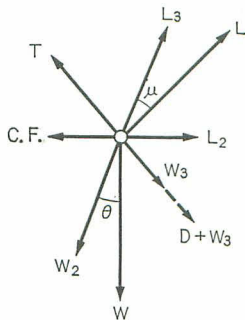



図 10-6

旋回上昇飛行の場合の力のつりあいは**図10-6**に示すように揚力Lの分力L_2と遠心力C.F.とがつりあい，揚力のいま一つの分力L_3が重力Wの分力W_2がつりあい，推力Tは抗力Dと重力Wの分力W_3との和とつりあうのである。旋回のための求心力はいうまでもなくL_2である。

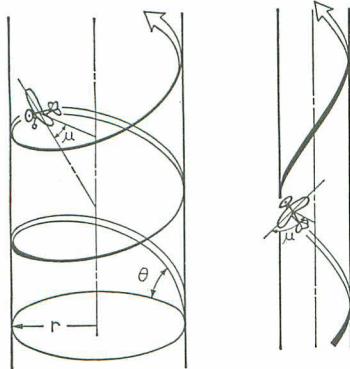



図 10-7

旋回上昇飛行にも，急上昇型と緩上昇型がある。上昇率は上昇角 θ と飛行速度によってきまるのであるが，**図10-7**のように比較的ゆるやかな上昇の旋回半径の大きい緩上昇型と，まるで，垂直上昇するかのように見える旋回半径の小さな急上昇型とがある。いずれも安定した飛行を続けることができ，一般に余剰揚力が大きければ急上昇，小さければ緩上昇の傾向を生ずるのである。また，バンクの増減のみによって上昇角がきまるものでもなく，つりあい状態よりバンク

が過大であれば上昇角は減じ，過小であれば上昇角が増大する傾向があるが，プロペラの推力を考え合わせねばならぬことはいうまでもないことである。

旋回上昇飛行の終わりに，プロペラの回転が止まって，上昇飛行の旋回方向と反対方向の旋回の滑空飛行であれば，上昇飛行の旋回からなめらかに滑空飛行に移ることも可能である。

§ 10.3. 気　　象

模型飛行機は空気中を飛行するのであるから，空気の流動や密度の影響を受けることは当然のことである。したがって，**天候**(天気・風向・風速・雲など)や**標高**による**気圧**の変化など，**気象**に関する知識が必要になるのである。

幸いにも中学校で勉強した気象がある。それを思い出してみることである。われわれは**大気**と呼ばれる空気層の底に生活している。この大気は地表面から何十 km という高さに広がり，だんだん希薄になり，やがて宇宙空間と解け合っているのである。地表から高さ 3～17km を**対流圏**，それ以上のある層を**成層圏**という。模型飛行機の行動範囲はもちろん対流圏内であって，高さも2km以内の空間である。

大気は上方に行くほど希薄になるが，その底である地上では非常に大きな圧力を生じているのである。空気の比重は 0.0013 というようにきわめて小さいが，地上の圧力は $1cm^2$ に約 1kg という大きな重さが加わっている。このような空気の圧力を気圧という。気圧は気温の変化，空気密度の変化，高気圧・低気圧・**前線**などの去来によって常に変動するものである。また，上に述べたように，上方に行くほど希薄になるのであるから，高い所ほど気圧は低くなるのである。

気圧は**水銀気圧計**で測定し，水銀柱の高さ 760mm を標準として**高・低気圧**というのである。日本では $1mm \fallingdotseq \frac{4}{3}mb = 1.333mb$ として 760mm＝1013.2mbを標準（気温15℃）とし，気圧の単位としてmbを用いている。高度が330

mのところの気圧は海面の気圧より30mb低くなり，この割合で高くなるほど気圧が低くなる。高度が1500mともなると**空気が希薄になるため飛行性能が低下**し，だいたい半分になってしまう。空気が希薄になれば揚力が低下するから，低地と同じ揚力にするためにはそれだけ高速飛行が必要である。それにプロペラの推力も同様に減少し，エンジンの効率も低下することを忘れてならない。

大気の気圧と気温が均一でなければ，空気の流動，いわゆる**風**を発生する。第一には上方への運動（**上昇気流**）とその代償としての**下降気流**の垂直流といわれるもの，第二には水平流（これを通常，風という）である。これらの風は模型飛行機の飛行速度や方向に影響するところが大きく，きわめて重要な事がらである。

これらも大きくは大気の大循環に左右されるのであるが，模型飛行機は局部的なものに大きく左右されることが多いのである。しかし，世界選手権大会など，国際的な競技会ではその開催地がどのような緯度にあるかということが問題である。**図10-8**にだいたいの様子を示しておく。

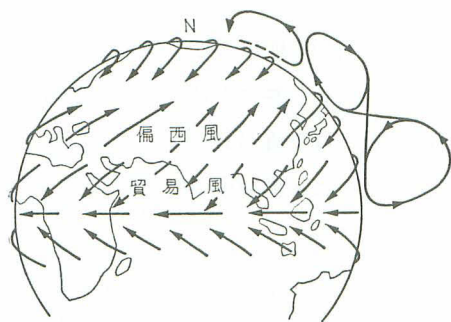



図 10-8

地表には起伏があって，地形による影響が大きく現われてくるが，夏は陸地に，冬は海洋上に低圧部が発生し，日本では夏には信州・関東地方などが低圧部となるのである。各地方の**季節風**などをよく考え，飛行の出発点などを決定しなければならない。

陸地と海，草地と森林というような地表の種類によって循環が局部的に起こる。たとえば，**図10-9**のように昼間は海のほうから陸地のほうへ**海風**が吹き，夜間は陸地のほうから海のほうへ**陸風**が吹く，その変わり目である朝と夕方に

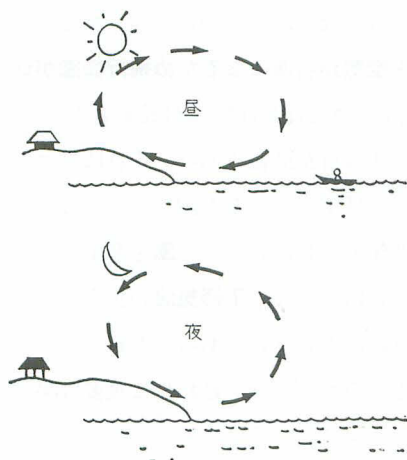



図 10-9

は無風状態の朝なぎ，夕なぎの現象が起こる。陸地と海水の熱容量の差によって，日中は陸地の温度上昇が早く，空気の密度は陸上のものが海上のものより小さくなり陸上の空気が上昇する。そのあとを埋めて海のほうから海風となって空気が移動する。上空(1000m前後)では逆に陸から海へ向かって空気の移動があることはもちろんである。夜はちょうどこの逆の現象が起こっているわけである。諏訪湖の初島から自由飛行型の水上模型飛行機が楽しめるのもこのへんの理由にもよるようである。湖水面上は下降気流であるから，上昇気流に乗って行方不明になることもなく，必ずといってよいくらい湖水面に着水するからである。耕地や岩山などの上空には上昇気流がよく発生し，水面や森林の上では下降気流があるように，もっと小規模な循環にも注意を怠ってはならない。これこそ模型飛行機に最もよく利用される上昇気流である。

風が建物などの障害物に当たって，その流れが乱れ，うずを発生する。一見，建物の陰の風はおだやかなように見える（実際は目に見えない）が実は乱流なのである。障害物がもっと大きい，たとえば，断がいとか山といった場合にも，この乱流に注意しなければならない。

さて，空気の中には，煙やゴミなどが浮遊しているほかに水蒸気を含んでいる。空気中に含まれる水蒸気の量は，気温が高いほど多く含まれやすく，飽和水蒸気量は**表10-1**に示すように，気温が11℃高くなると約2倍の値となる。

空気はいつものようにたくさんの水蒸気を含んでいるものでなく，たいてい

表 10-1　気温と飽和水蒸気量

気　温	−11	0	11	22	33	°C
飽　和 水蒸気	2.1	4.8	10	19	35	g/m^3

この値より少ないのが常であって，含む量が少ないほど空気は乾燥した状態である。この乾湿の度合いを表わす**相対湿度**というのがある。これは，普通に湿度何%であるといわれているものである。

$$相対湿度=\frac{現在1\,m^3\,の空気中に含まれている水蒸気量}{現在空気の温度に対する飽和水蒸気量}\times 100 \quad \cdots\cdots(10.1)$$

相対湿度75%というのは，その気温の空気に含まれ得る飽和水蒸気量の75%の水蒸気を含んでいるということであり，湿度100%であれば，これ以上の水蒸気を含み得ない状態の最も湿った空気である。

ところで，湿った空気の密度はどうであろう。多くの人は，水蒸気の密度は空気の密度より大きいように思っているだろうが，事実はその逆である。だいたい空気を形成しているのは，4/5の窒素と1/5の酸素で，1%のアルゴンなどである。水蒸気は水素と酸素とから成り立っているのであって，$1m^3$の空気は1.3kgで，水蒸気は0.8kgである。それゆえ，水蒸気を含む空気はそれだけ密度が小さくなるわけである。

気温と気圧が同じであれば，密度は湿度に反比例する。湿度が高くなれば密度は小さくなり，反対に乾いてくれば密度は大きくなるのである。

また，気温が高くなれば多くの水蒸気を含むことができるのであるから，高温多湿の空気は密度が小さくなる。したがって揚力やプロペラ効率，エンジン効率が低下することに注意しなければならないのである。

次に，空気が一種のかたまりのようになっている**気団**というのが考えられる。その気団は発生した場所や通ってきた場所によってそれぞれ違った性質を持っているのであって，気団と気団とぶつかり合うと割合にはっきりした境界を作る。そのような境界が**不連続**面である。日本付近の気団には，日本海を通

ってくるシベリア気団，小笠原付近で発生して北上してくる小笠原気団，梅雨の原因となるオホーツク気団，東シナ海を通ってくる揚子江気団がある。冷たい気団と暖かい気団がぶつかれば，冷たい気団は暖かい気団の下へもぐり込み，その境には乱層雲などができ，雷雨を起こすことがある。

さて，現在の気象関係は地表近くのことは比較的よく調べられており，2,000〜3,000m 以上の高い所も割合によく調べられている。しかし，世にさわがれるスモッグが発生するような比較的低い100〜300mくらいは，まだはっきりとしていない。ところが，模型飛行機にはこの範囲が最も関係の深い部分であって，最も知りたいところである。上昇気流が夜間でも，雨が降っていても発生していることがわかり，スモッグの発生するような静かな気象で，逆転層（暖かい気層が下にあって，冷たい気層が上にある）がある場合には上昇気流がよく起こることがわかってきた。しかし，上昇気流は最近までは熱気流ともいわれ，気泡のようにぽつりぽつりと切れて上昇すると考えられていたが，そのようなものもあるが，そうでないものもたくさんあることもわかってきたのである。これはまったくの臆測に過ぎないが，たき火などを見てもわかるように，暖まった空気は気泡のようにふわっと浮かび上がるよりは，うず巻きになって旋回しながら，柱のようになったものほど安定して高いところまで昇ることがある。つまり，相当の高さまで達する上昇気流は気流の大きな大きななわのようになって旋回しているのではないかと思うのである。それは，上昇気流に乗った模型飛行機は必ず旋回飛行をするのだから。

（終）

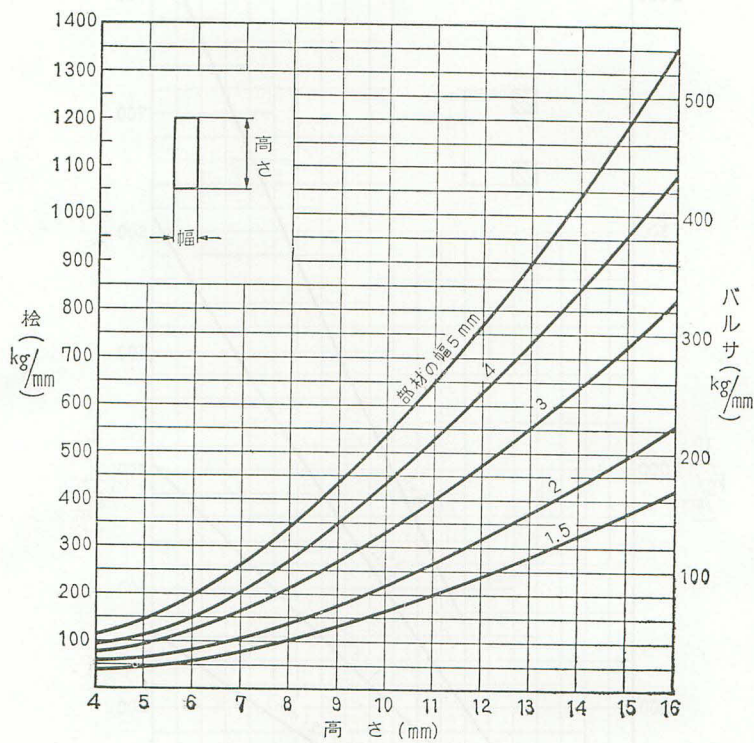
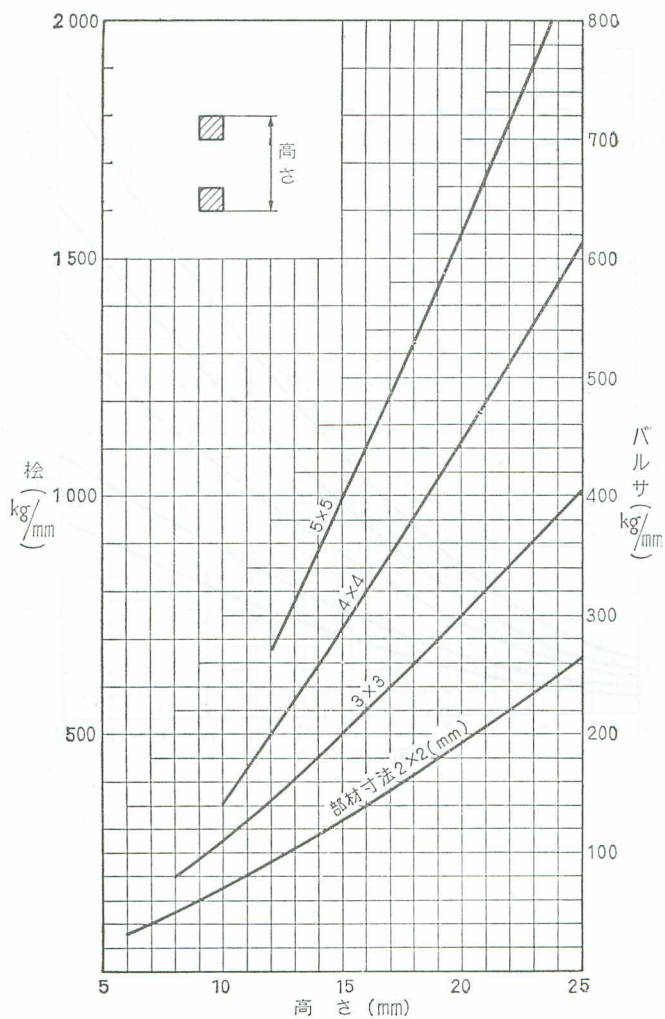
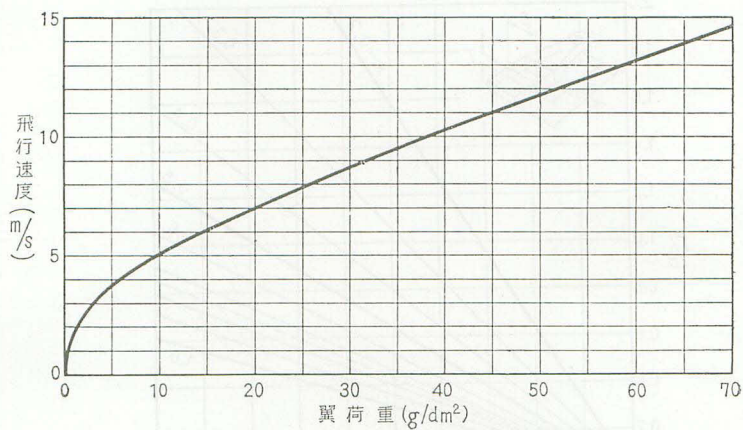
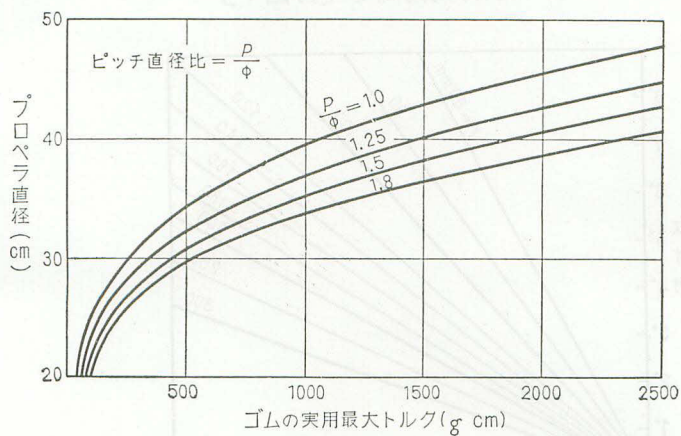
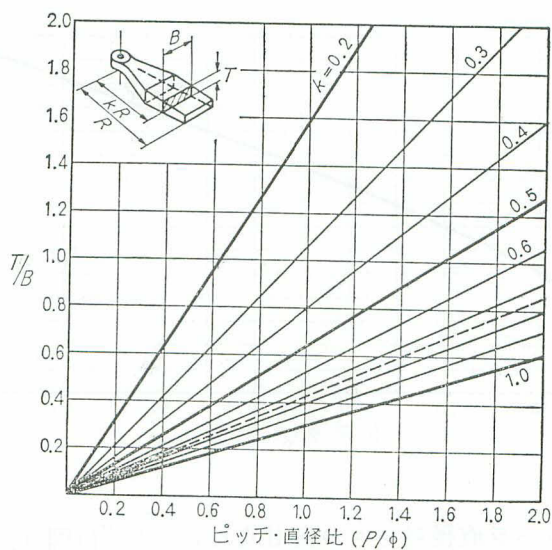
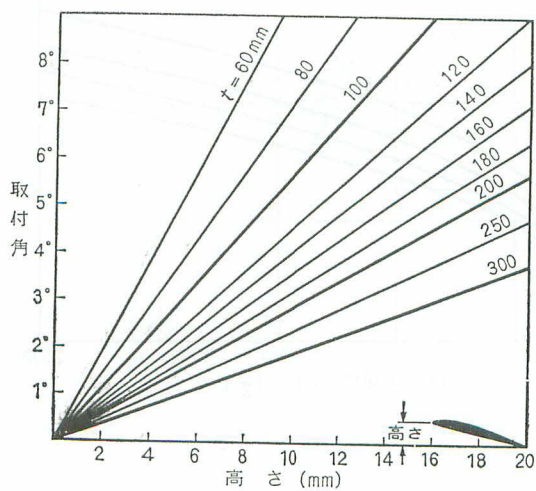
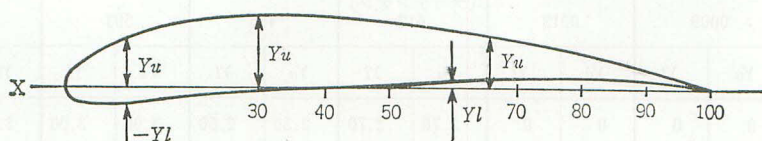
付　　録

1. 重心位置の実例〔付図1〕

2. 材料の強さ―(1)〔付図 2〕

1400
1300
1200
1100
1000
900
800
700
600
500
400
300
200
100
桧
kg/mm
高さ
幅
部材の幅5mm
4
3
2
1.5
500
400
300
200
100
バルサ
kg/mm
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
高さ (mm)

材料の強さ—(2)〔付図 3〕

高さ
5×5
4×4
3×3
部材寸法 2×2 (mm)
桧 (kg/mm)
バルサ (kg/mm)
2 000
1 500
1 000
500
800
700
600
500
400
300
200
100
5
10
15
20
25
高　さ (mm)

3. 飛行速度対翼荷重〔付図 4〕

4. プロペラ直径対ゴムの実用最大トルク〔付図 5〕

5. プロペラ・ブロックの厚さ×幅対ピッチ・直径比〔付図6〕

6. 取付角対高さ〔付図7〕

7. 翼型参考資料

坐標の読方．

横軸をX軸，縦軸をY軸とする

X軸の点を0，1.25，2.5，7.5，10，15，20，30，…，90，95，100とする

Xの各点に対する上面の弧のY坐標をYu.

Xの各点に対する下面の弧のY坐標をYl.

A−1		Mアーク8		JAL850
X	Yu	X	Yu	$R=1.6t$
0	0	0	0	
40	6	20	6	
100	0	40	8	
		70	5.3	
		100	0	

A−1

Mアーク8

JAL850

t

1.6 t

一般に

4～8

30～40

100

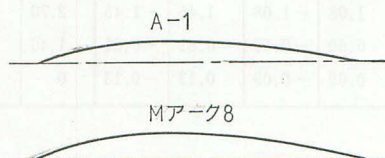
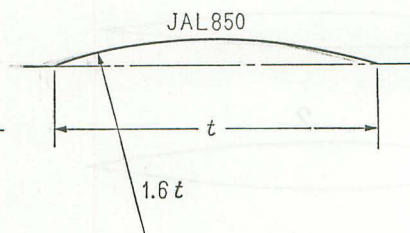
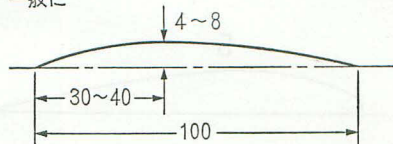



図	1		2		3		4		5		6	
	NACA 0009		NACA 0012		GÖ (ゲッチンゲン) 612		GÖ 436		GÖ 593		GÖ 549	
X	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*
0	0	0	0	0	2.70	2.70	2.50	2.50	3.00	3.00	3.45	3.
1.25	1.42	−1.42	1.89	−1.89	4.45	1.40	4.70	1.00	5.50	1.80	5.70	1.
2.5	1.96	−1.96	2.61	−2.61	5.25	0.95	5.70	0.20	6.50	1.35	6.80	1.
5	2.66	−2.66	3.55	−3.55	6.55	0.45	7.00	0.10	7.85	0.85	8.45	1.
7.5	3.15	−3.15	4.20	−4.20	7.50	0.25	8.10	0.05	8.90	0.55	9.65	0.
10	3.51	−3.51	4.68	−4.68	8.15	0.15	8.90	0	9.75	0.40	10.70	0.
15	4.01	−4.01	5.34	−5.34	9.25	0.10	10.05	0	10.95	0.25	12.25	0.
20	4.30	−4.30	5.73	−5.73	9.90	0.05	10.25	0	11.50	0.15	13.20	0.
30	4.50	−4.50	6.00	−6.00	10.40	0	11.00	0	12.00	0.10	13.85	0
40	4.35	−4.35	5.80	−5.80	10.10	0	10.45	0	11.70	0	13.40	0.
50	3.97	−3.97	5.29	−5.29	9.25	0	9.55	0	10 85	0	12.05	0.
60	3.42	−3.42	4.56	−4.56	8.10	0	8.20	0	9·45	0	10.05	0.
70	2.75	−2.75	3.66	−3.66	6.65	0	6.60	0	7·65	0	7.90	0.
80	1.97	−1.97	2.63	−2.63	4.90	0	4.60	0	5·50	0	5.35	0.
90	1.08	−1.08	1.45	−1.45	2.70	0	2.45	0	3·00	0	2.70	0.
95	0.60	−0.60	0.81	−0.81	1.40	0	1.25	0	1·65	0	1.40	0.
100	0.09	−0.09	0.13	−0.13	0	0	0	0	0	0	0	0

7		8		9		10		11		12		
クラークY		クラークY 9％		クラークY 8％		クラークY 7％		クラークY 6％		GÖ 604		
Yu	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*X*
3.50	3.50	2.67	2.67	2.38	2.38	2.08	2.08	1.79	1.79	2.50	2.50	0
5.45	1.93	4.16	1.47	3.78	1.33	3.30	1.16	2.80	0.99	4.00	1.48	1.25
6.50	1.47	4.96	1.12	4.44	1.00	3.88	0.87	3.34	0.75	4.85	1.15	2.5
7.90	0.93	6.03	0.71	5.37	0.64	4.70	0.56	4.05	0.48	6.20	0.75	5
8.85	0.63	6.75	0.48	6.05	0.42	5.30	0.36	4.54	0.33	7.05	0.50	7.5
9.60	0.42	7.32	0.32	6.56	0.27	5.75	0.24	4.92	0.22	7.75	0.40	10
10.60	0.15	8.15	0.11	7.00	0.10	6.30	0.08	5.48	0.07	8.80	0.20	15
11.36	0.03	8.66	0.02	7.75	0.03	6.78	0.02	5.83	0.02	9.45		20
11.70	0	9.12	0	8.00	0	7.00	0	6.00	0	10.00	0.05	30
11.40	0	8.70	0	7.78	0	6.81	0	5.85	0	9.80	0.15	40
10.52	0	8.02	0	7.18	0	6.30	0	5.40	0	9.10	0.25	50
9.15	0	6.98	0	6.27	0	5.48	0	4.69	0	8.00	0.35	60
7.35	0	5.64	0	5.03	0	4.49	0	3.77	0	6.56	0.45	70
5.22	0	3.94	0	3.58	0	3.31	0	2.68	0	4.75	0.40	80
2.80	0	2.14	0	1.91	0	1.92	0	1.44	0	2.55	0.30	90
1.49	0	1.14	0	1.03	0	0.88	0	0.77	0	1.35	0.20	95
0.12	0	0.09	0	0.08	0	0.15	0	0.06	0	0	0	100

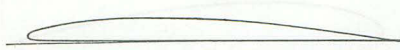



図	13		14		15		16		17		18	
	GÖ 546		GÖ 532		グラント X 9		NACA 6512		NACA 6412		GÖ 535	
X	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*
0	2.90	2.90	2.45	2.45	0	0	0	0	0	0	4.30	4.3
1.25	4.95	1.70	5.85	1.15	2.36	−1.48	2.57	−1.34	2.73	−1.23	8.35	2.3
2.5	5.65	1.30	7.05	0.80	3.33	−1.70	3.56	−1.82	3.80	−1.64	9.75	1.5
5.0	6.75	0.90	8.55	0.50	4.72	−2.35	5.02	−2.26	5.36	−1.99	11.55	0.8
7.5	7.55	0.65	9.65	0.30	5.86	−2.60	6.13	−2.43	6.57	−2.05	12.90	0.5
10	8.20	0.45	10.55	0.15	6.73	−2.65	7.06	−2.45	7.58	−1.99	13.95	0.3
15	9.20	0.20	11.60	0.0	7.95	−2.55	8.57	−2.27	9.18	−1.67	15.30	0.0
20	9.80	0	12.25	0.0	8.64	−2.11	9.69	−1.91	10.34	−1.25	16.05	0
30	10.40	0	12.25	0.25	9.20	−1.43	11.07	−0.98	11.65	−0.38	16.30	0.2
40	10.25	0.20	12.05	0.65	9.02	−1.02	11.56	−0.06	11.80	0.20	15.35	1.1
50	9.55	0.50	10.70	1.05	8.40	−1.04	11.29	0.71	11.16	0.55	13.75	2.2
60	8.33	0.70	9.00	1.35	7.36	−1.15	10.35	1.21	9.95	0.78	11.65	3.0
70	6.80	0.75	7.10	1.50	5.75	−1.52	8.76	1.39	8.23	0.85	9.22	3.0
80	4.80	0.65	4.90	1.35	3.90	−1.50	6.54	1.24	6.03	0.73	6.55	2.5
90	2.55	0.45	2.60	0.80	1.97	−1.24	3.68	0.72	3.33	0.39	3.55	1.4
95	1.40	0.25	1.40	0.45	1.00	−0.76	2.00	0.33	1.79	0.16	1.90	0.6
100	0	0	0.10	0.10	0	0	0.	0	0	0	0.15	0.1

19		20		21		22		23		24		
NGM 809		RAF 32		エッフェル 400		KORDA		NACA 6409		NGM 812		
Yu	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*X*
0	0	3.42	3.42	4.80	4.80	3.26	3.26	0	0	0	0	0
2.26	0.69	5.56	1.96	6.63	3.39	5.56	1.98	2.06	−0.88	2.98	−0.98	1.25
3.27	−0.79	6.52	1.50	7.48	2.85	6.70	1.37	2.96	−1.11	4.16	−1.28	2.5
4.82	−0.66	7.84	0.88	8.77	2.03	8.58	0.76	4.30	−1.18	5.92	−1.44	5.0
6.14	−0.36			9.79	1.41	9.92	0.34	5.42	−1.08	7.33	−1.29	7.5
7.21	0.01	9.72	0.30	10.50	1.00	10.85	0.13	6.31	−0.88	8.52	−1.06	10
9.02	0.88	11.02	0.08	11.85	0.42	12.20	0	7.78	−0.36	10.44	−0.42	15
10.38	1.68	11.92	0	12.50	0.10	13.28	0.16	8.88	0.17	11.86	0.26	20
11.99	2.99	12.98	0.30	13.10	0.10	14.56	1.38	10.13	1.12	13.53	1.49	30
12.34	3.64	13.10	0.70	12.60	0.60	14.24	2.30	10.35	1.65	13.79	2.19	40
11.75	3.81	12.46	1.10	11.60	1.30	13.10	2.67	9.81	1.86	13.09	2.49	50
10.55	3.69	11.06	1.46	9.90	2.00	11.30	2.55	8.78	1.92	11.70	2.54	60
8.79	3.27	9.10	1.60	8.00	2.40	9.00	2.10	7.28	1.76	9.74	2.36	70
6.45	2.47	6.56	1.46	5.80	2.20	6.24	1.29	5.34	1.36	7.15	1.85	80
3.56	1.36	3.60	0.92	3.10	1.30	3.07	0.44	2.95	0.74	3.95	1.01	90
1.89	0.67	1.98	0.52	1.69	0.71	1.56	0.17	1.57	0.35	2.12	0.48	95
0	0	0.12	0.12	0	0	0	0	0	0	0	0	100

図	25		26		27		28		29		30	
	MVA 301－8		MVA 342		GÖ 417A		B 3307b		B 3359b		B 6356b	
X	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*
0	4.17	4.17	0.8	0.8	1.45	1.45	0.40	0.40	0.40	0.40	0.70	0.70
1.25					3.00	0.05	1.72	0.25	1.81	0.35	2.18	0.03
2.5	7.77	3.15			3.65	0.45	2.65	0.70	2.80	0.85	3.14	0.15
5	9.28	3.86	4.9	0.8	4.70	1.55	4.15	1.72	4.42	1.95	4.55	0.42
7.5					5.60	2.50	5.34	2.68	5.75	3.00	5.65	0.78
10	11.22	4.40	6.5	1.7	6.30	3.30	6.24	3.48	6.88	4.00	6.53	1.12
15							7.55	4.67	8.58	5.62	7.78	1.85
20	13.3	5.43	8.5	3.1	7.75	4.85	8.23	5.28	9.67	6.73	8.55	2.45
30	14.05	6.01	9.1	3.9	8.60	5.70	8.63	5.73	10.55	7.63	9.15	3.25
40	13.87	6.18	9.2	4.2	8.80	5.90	8.40	5.65	10.42	7.67	8.96	3.75
50	13.0	6.0	8.9	4.0	8.45	5.55	7.73	5.27	9.52	7.10	8.23	3.65
60	11.8	5.8	8.1	3.7	7.85	4.95	6.67	4.57	8.13	6.07	7.10	3.50
70	10.27	5.4	6.6	3.3	6.90	4.00	5.27	3.59	6.43	4.75	5.75	3.00
80	8.17	4.65	4.8	2.4	5.70	2.80	3.73	2.52	4.52	3.27	4.08	2.22
90	5.98	3.99	2.7	1.3	4.25	1.30	2.00	1.33	2.33	1.67	2.23	1.19
95												
100	3.45	3.22	0.3	0	1.54	1.45	0.12	0	0.10	0	0.22	0

31		32		33		34		35		36		
B 8358 b		B 10357 b		B 12357 b		B 12305 b		NACA 23012		GÖ 676		
Yu	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*X*
1.00	1.00	1.23	1.23	1.78	1.78	2.30	2.30	0	0	0	0	0
2.00	0.05	3.50	0.15	4.25	0.35	4.62	0.84	2.67	−1.23	1.85	−1.60	1.25
4.30	0	4.75	0	5.60	0.13	5.75	0.57	3.61	−1.71	2.70	−2.15	2.5
6.22	0.23	6.67	0.08	7.60	0	7.57	0.25	4.91	−2.26	3.95	−2.70	5
7.68	0.60	8.00	0.28	9.13	0.10	8.85	0.08	5.80	−2.61	4.85	−3.00	7.5
8.87	1.15	9.07	0.55	10.27	0.25	9.85	0	6.43	−2.92	5.50	−3.25	10
.0.49	2.34	10.65	1.11	11.96	0.65	11.25	0.11	7.19	−3.50	6.60	−3.50	15
.1.50	3.33	11.68	1.69	12.93	1.08	12.00	0.27	7.50	−3.97	7.35	−3.70	20
.2.18	4.58	12.22	2.55	13.67	1.75	12.23	0.37	7.55	−4.46	7.95	−3.95	30
.1.78	4.90	12.03	2.85	13.40	2.05	11.65	0.33	7.14	−4.48	7.85	−3.95	40
.0.67	4.76	11.00	2.70	12.38	2.05	10.58	0.30	6.41	−4.17	7.25	−3.75	50
9.08	4.26	9.47	2.25	10.82	1.92	9.10	0.25	5.47	−3.67	6.20	−3.45	60
7.14	3.47	7.55	1.78	8.77	1.57	7.29	0.17	4.36	−3.00	4.95	−2.95	70
4.98	2.41	5.35	1.20	6.28	1.13	5.17	0.08	3.08	−2.16	3.40	−2.25	80
2.72	1.25	2.90	0.65	3.42	0.58	2.80	0.05	1.88	−1.23	1.80	−1.25	90
								0.92	−0.70	0.95	−0.70	95
0.31	0	0.27	0	0.33	0	0.23	0	0.13	0.13	0.15	−0.15	100

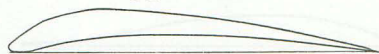
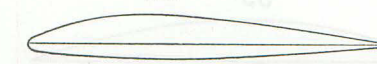
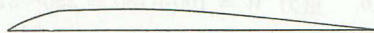



図	37		38		39		40		41		42	
	NACA M−6		NACA 4412		NACA 6612		NACA 6H−10		NACA 5H−10		グラント X8	
X	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1.25	1.97	−1.76	2.44	−1.43	2.45	−1.43	1.6	−0.73	2.3	−1.4	2.40	−1.2
2.5	2.81	−2.20	3.39	−1.95	3.41	−1.94	2.3	−0.93	3.2	−1.8	3.73	−1.6
5	4.03	−2.73	4.73	−2.49	4.78	−2.47	3.3	−1.1	4.6	−2.2	5.40	−2.3
7.5	4.94	−3.03	5.76	−2.74	5.84	−2.70	4.1	−1.3	5.7	−2.4	6.73	−2.6
10	5.71	−3.24	6.59	−2.86	6.70	−2.78	4.8	−1.4	6.5	−2.7	9.07	−2.7
15	6.82	−3.47	7.89	−2.88	8.11	−2.69	6.0	−1.5	8.0	−3.1	9.80	−2.5
20	7.55	−3.62	8.80	−2.74	9.17	−2.41	6.7	−1.6	9.1	−3.4	10.27	−1.9
30	8.22	−3.79	9.76	−2.26	10.51	−1.51	7.7	−1.8	10.3	−3.8	10.53	−0.8
40	8.05	−3.90	9.80	−1.80	11.14	−0.49	8.1	−1.9	10.8	−4.1	10.33	−0.5
50	7.26	−3.94	9.19	−1.40	11.13	0.53	7.5	−2.1	10.1	−4.3	9.53	−0.6
60	6.03	−3.82	8.14	−1.00	10.56	1.44	6.1	−2.5	8.3	−4.4	8.27	−0.8
70	4.58	−3.48	6.69	−0.65	9.33	1.98	4.0	−2.9	5.9	−4.4	6.60	−0.9
80	3.06	−2.83	4.89	−0.39	7.19	1.90	2.1	−2.5	3.1	−3.6	4.67	−0.7
90	1.55	−1.77	2.71	−0.22	4.16	1.19	0.6	−1.1	1.0	−1.6	2.47	−0.4
95	0.88	−1.08	1.47	−0.16	2.28	0.60	0.27	−0.53	0.4	−0.7		
100	0	0	0	0	0.12	−0.12	0	0	0	0	0.05	−0.0

43		44		45		46		47		48		
LDC 2		LDC 3		LDC 3 M		SI.IS. 33006		PAYNE 8 C23		DAVIS		
	Yl	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*Yu*	*Yl*	*X*
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
												1.25
	−2.0	2.7	−1.7	2.7	−1.7	2.3	0	1.1	−1.0	3.4	−1.0	2.5
	−2.45	3.55	−1.8	3.55	−1.9	3.5	0	2.2	−1.0	5.0	−1.2	5
												7.5
5	−2.65	4.9	−1.35	4.9	−1.8	4.9	0	3.4	−0.9	7.2	−0.9	10
												15
5	−2.6	6.95	−0.8	6.95	−1.6	5.8	0	5.3	−0.8	9.8	−0.2	20
5	−1.9	8.65	0	8.65	−1.4	6.0	0	6.7	−0.7	11.1	0.6	30
5	−1.2	10.0	0.85	10.0	−1.2	5.7	0	7.4	−0.6	11.5	1.2	40
5	−0.45	11.05	1.8	11.05	−1.0	5.3	0	7.8	−0.5	11.0	1.7	50
5	0.2	11.45	2.75	11.45	−0.8	4.7	0	7.3	−0.4	9.9	1.8	60
	0.85	10.85	3.4	10.85	−0.6	3.8	0	6.4	−0.3	8.2	1.9	70
	1.1	9.05	3.5	9.05	−0.4	2.9	0	4.8	−0.2	6.1	1.6	80
	0.9	5.4	2.5	5.4	−0.2	1.6	0	2.7	−0.1	3.4	1.0	90
												95
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	100

8.　F／F 2　計算例

1. 翼面・行程容積 $= 0.074$　とする。
2. エンジンの行程容積 $= 1$ (cc)
3. 主翼面積 $S = 1 \div 0.074 = 13.5$ (dm²)
4. 主翼の縦横比 $\lambda = 6.3$　とする。
5. 主翼翼幅 $b = \sqrt{13.5 \times 6.3} = 9.0$　(dm)
6. 平均翼弦 $t_m = 13.5 \div 9.0 = 1.5$　(dm)
7. 水平尾翼面積 $S_h = 13.5 \div 0.3 = 4.05$　(dm²)
8. モーメント・アーム $l_h = 1.5 \times 3.6 = 5.4$　(dm)
9. 水平尾翼容積 $V_h = \frac{4 \times 5.4}{13.5 \times 1.5} = 1.07$
10. 重心位置は70～75％
11. 垂直尾翼面積 $S_v = 0.03 \frac{13.5 \times 9.0}{4.5} = 0.81$　(dm²)
12. 胴体長 $l =$ (540＋60) $\div 0.75 = 800$　(mm)
13. 機首長 800－(540＋60) ＝200～175　(mm)　とする。
14. 前モーメント $80 \times 17.5 = 1400$　(g•cm)
15. 後モーメント $(20 \times 61.5) + 150 = 1380$ (g•cm)
16. 重力 $W = \overset{(エンジン)}{100} + \overset{(素材)}{180} = 280 \sim 310$　(g)
17. 主翼桁の曲げモーメント $= \frac{1}{8} \times 230 \times 12 \times \frac{(900-40)^2}{900} = 284$ (kg/mm)
18. 速度 $v = 7.5$　(m/s)
19. プロペラ $150^{\phi} \times 49^{P}$　(mm)

参考文献

1. 木村秀政著　模型飛行機読本
2. 原愛次郎・浅海一男共著　模型飛行機の設計
3. フォン・カルマン著　飛行の理論
4. 谷　一郎著　飛行の原理
5. 田中幸政著　航空工学概論
6. ぺりかん写真文庫　木村秀政監修　飛行機
7. ぺりかん写真文庫　森　照茂監修　模型飛行機
8. 渡辺敏久著　模型飛行機の事典
9. 朝日新聞社　模型飛行機ハンドブック
10. 毎日新聞社　模型飛行機の第一歩
11. 島谷治郎著　模型エンジン入門
12. 中　正夫著　新しい模型工作
13. Aero Modeller Annual 1956～1968
14. Frank Zaic 著　Model Aeronautic Encyclopedia
15. Frank Zaic 著　Model Aeronautic Year Book
16. G. Sommerhoff 著　Radio Control of Model Aircraft
17. H. G. Hundleby 著　Simple Radio Control
18. 広野太郎著　滑空気象の話し
19. アメリカ航空庁　航空気象入門
20. 雑　誌
    - 毎日新聞社　模型航空
    - 模型飛行機普及会　模型飛行
    - 文林堂　航空ファン
    - 日本模型飛行機競技連盟　モデル・エアプレン
    - モーターマガジン社　航空マガジン
    - 電波実験社　ラジコン技術，Uコン技術
    - Model & Auied Publications LTD　Aero Modeller
    - Model Airplane News
    - Le Modéle Rébuit d'Avion
    - スカイ・フレンズ会誌
    - 京都フリーフライトクラブ　ＫＦＣ通信

索　引

な 行

は 行

ま 行

や 行

ら 行

わ 行

定価2400円(本体2330円)

ISBN4-924518-12-3 C0055 P2400E